



UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE CATALUNYA
BARCELONATECH

Escola d'Enginyeria de Barcelona Est

TRABAJO FINAL DE GRADO
Grado en Ingeniería Mecánica
**ESTUDIO DE UN SISTEMA AERODINÁMICO ACTIVO EN
AUTOMÓVILES: ELEMENTOS AERODINÁMICOS**



Memoria y Anexos

Autor: Eric López Brugarolas
Director: Alfred Fontanals
Co-director: Ricardo Torres
Convocatoria: Junio 2018

Resumen

A lo largo de este proyecto se tratará el diseño desde cero de un sistema de aerodinámica activa para automóviles. El proceso consta de tres partes diferenciadas: el estudio aerodinámico, donde se caracteriza la interacción fluidodinámica de un perfil alar; el estudio mecánico, donde se diseña el conjunto de mecanismos que forman el sistema mecánico, así como su posterior validación; y la automatización y el control del sistema, donde se modeliza el comportamiento del vehículo y se implementa en un sistema electrónico de control regulado.

Estas partes se presentan como tres Trabajos Finales de Grado distintos relacionados entre sí. En esta memoria se desarrolla la primera de ellas: el estudio aerodinámico.

El objetivo principal ha sido completar la fase de diseño de un sistema que mejore el comportamiento dinámico de un vehículo de carácter deportivo en el mayor número posible de situaciones. Esto se ha conseguido variando la repartición de cargas normales por rueda a partir de la modificación de las características geométricas del propio conjunto aerodinámico, mediante el uso de actuadores lineales regulados por un sistema de control en función de las condiciones del automóvil en tiempo real.

Resum

Durant el transcurs d'aquest projecte es tractarà el disseny des de zero d'un sistema d'aerodinàmica activa per a automòbils. El procés consta de tres parts diferenciades: l'estudi aerodinàmic, on es caracteritza la interacció fluidodinàmica d'un perfil alar; l'estudi mecànic, on es dissenya el conjunt de mecanismes que formen el sistema mecànic, així com la seva posterior validació; i l'automatització i el control del sistema, on es modelitza el comportament del vehicle i s'implementa a un sistema electrònic de control regulat.

Aquestes parts es presenten com a tres Treballs Finals de Grau diferents relacionats entre si. En aquesta memòria es desenvolupa la primera d'elles: l'estudi aerodinàmic.

L'objectiu principal ha sigut completar la fase de disseny d'un sistema que millori el comportament dinàmic d'un vehicle de caràcter esportiu en el major nombre possible de situacions. Això s'ha aconseguit amb la variació del repartiment de càrregues normals per roda a partir de la modificació de les característiques geomètriques del propi conjunt aerodinàmic, mitjançant l'ús d'actuadors lineals regulats per un sistema de control en funció de les condicions de l'automòbil en temps real.

Abstract

Throughout this project, the design from scratch of an active aerodynamic system for cars will be treated. The process consists of three different parts: the aerodynamic study, where the fluid dynamics interaction of an alar profile is characterized; the mechanical study, where the set of mechanisms that make up the mechanical system are designed, as well as its subsequent validation; and the automation and control of the system, where the vehicle behaviour is modelled and implemented in an electronic controlled control system.

These parts are presented as three different Final Year Projects related to each other. In this memory the first part of them is developed: the aerodynamic study.

The main objective has been completing the design phase of a system that improves the dynamic behaviour of a sports car in as many situations as possible. This has been achieved by varying the distribution of normal loads per wheel from the modification of the geometrical characteristics of the aerodynamic system itself, using lineal actuators regulated by a control system based on the vehicle conditions in real time.

Agradecimientos

Primeramente, queríamos agradecer a los directores de estos tres trabajos, Alfred Fontanals y Sebastián Tornil, por su constante seguimiento y apoyo en el transcurso de este proyecto. Sus experimentadas visiones en los diversos campos ingenieriles estudiados han sido de vital ayuda con tal de encontrar soluciones a los problemas que hemos afrontado en este estudio.

Al co-director Ricardo Torres, por su gran interés en nuestro proyecto y su ayuda en aspectos fluidodinámicos. Su disposición ha sido completa en todo momento, tanto en la parte teórica como en la práctica. Su ayuda nos facilitó el acceso a una impresora 3D, esencial para el diseño de la experimentación en el túnel de viento y de la fabricación de la maqueta final.

Al profesor Esteve Ribas, por compartir con nosotros sus amplios conocimientos en la simulación por el método de elementos finitos, en particular con el software ANSYS y por aportarnos la documentación necesaria para mejorar la semejanza del modelo con la realidad.

Se agradece también a la Universidad y especialmente al Departamento de fluidos el acceso a las instalaciones utilizadas durante la realización del proyecto. Trabajar en el túnel de viento ha sido una gran oportunidad y ha aportado una mayor rigurosidad científica al proyecto.

Queremos agradecer a la unidad de servicios de taller y laboratorios por sus diversas ayudas en la experimentación en el túnel de viento. En especial, a Alejandro Martínez por darnos acceso al túnel de viento cuando ha sido necesario, y a Daniel Romanillos y Sergio Calles por el mecanizado de las barras de soporte necesarias para el estudio experimental.

A Cristian Jiménez, ingeniero en Applus+ IDIADA, por aportarnos diversas posibles fuentes de obtención de datos vehiculares, necesarios para la modelización de la dinámica del coche. También se agradece la ayuda de otras empresas de automoción, las cuales nos han aportado algunos de estos valores tan necesarios para el proyecto.

Finalmente, pero no menos importante, agradecer a nuestra familia y amigos su constante apoyo y motivación que, durante los momentos de dificultad atravesados durante el trabajo, siempre han estado ahí para ayudarnos a sacar el máximo rendimiento de nosotros.

A todos ellos, muchas gracias

Índice de Figuras

Figura 3.1 Capa límite y perfil de velocidades. _____	6
Figura 3.2. Perfil alar. Capa límite y líneas de flujo. _____	10
Figura 3.3. Fuerzas sobre la partícula de fluido a lo largo de su trayectoria. _____	11
Figura 3.4. Definición del espesor de capa límite. _____	14
Figura 3.5. Desarrollo de la capa límite en una placa plana (sin escala). _____	14
Figura 3.6. El perfil de velocidades $U(x)$ aparente. _____	15
Figura 3.7. El V.C., definido por la línea punteada gruesa. _____	16
Figura 3.8. Espesor de capa límite, de desplazamiento y de la cantidad de movimiento para placa plana. _____	17
Figura 3.9. Disposición de los gradientes de presión en un cuerpo fusiforme sumergido en un flujo libre. _____	18
Figura 3.10. Recirculación de flujo en la burbuja de separación. _____	19
Figura 3.11. En la imagen superior, capa límite laminar. En la inferior, capa límite turbulenta. ____	19
Figura 3.12. Momento de roll, pitch y yaw en sus ejes correspondientes. _____	21
Figura 3.13. Distribución de las componentes de lift y drag en un perfil aerodinámico. _____	22
Figura 3.14. Experimentación en un túnel de viento con un perfil aerodinámico. _____	24
Figura 3.15. Dirección de los esfuerzos tangenciales. _____	25
Figura 3.16. A la izquierda flujo irrotacional, a la derecha, flujo real en un perfil aerodinámico. _	26

Figura 3.17. Vórtices de extremidad creados en las puntas de las alas de un avión. _____	28
Figura 3.18. Los <i>endplates</i> bloquean el escape de fluido y reducen la vorticidad en los extremos del alerón. _____	29
Figura 3.19. Efecto de la rugosidad relativa en el arrastre de una esfera. _____	30
Figura 3.20. A la izquierda, pelota completamente lisa. A la derecha, pelota de golf con hoyuelos.	31
Figura 3.21. Estudio de un modelo de un automóvil en un túnel de viento. _____	32
Figura 4.1. Comparación entre los datos experimentales y la simulación en XFOIL. _____	36
Figura 4.2. Comportamiento del perfil GOE462. _____	38
Figura 4.3. Comportamiento del perfil GOE464. _____	39
Figura 4.4. Comportamiento del perfil AH7-47-6. _____	40
Figura 4.5. Comportamiento del perfil E58. _____	41
Figura 4.6. Comportamiento del perfil E61. _____	42
Figura 4.7. Comportamiento del perfil E63. _____	43
Figura 4.8. Comportamiento del perfil E71. _____	44
Figura 4.9. Geometría original del E63, normalizada. _____	46
Figura 4.10. Comparación de perfil original (blanco) y modificado (rojo), abajo con redondeo aplicado. _____	47
Figura 5.1. Esquema de una impresora 3D de proceso FDM. _____	51
Figura 5.2. Engranajes obtenidos mediante MJF. _____	52
Figura 5.3. Estructura y componentes principales de la impresora BCN3D+. Vista en perspectiva.	53

Figura 5.4. Estructura y componentes principales de la impresora BCN3D+. Vistas lateral y frontal.	53
Figura 5.5. Estructura del extrusor y el cabezal de la impresora BCN3D+.	54
Figura 5.6. Estructura electrónica de la impresora BCN3D+.	55
Figura 5.7. Pantalla principal de la impresora BCN3D+.	56
Figura 5.8. Posición de <i>Autohome</i> en la esquina inferior derecha de la cama caliente.	57
Figura 5.9. Esquema de una correcta carga del filamento en el cabezal.	58
Figura 5.10. Parámetros de impresión.	59
Figura 5.11. Entorno 3D de impresión del <i>software</i> BCN3D CURA.	60
Figura 5.12. A la derecha, el dinamómetro del túnel. La flecha muestra la barra de soporte del modelo.	62
Figura 5.13. A la izquierda, la barra de soporte del modelo. Marcada con la flecha, la barra <i>dummy</i> .	62
Figura 5.14. Diseño CAD de la barra de soporte para su posterior mecanizado.	63
Figura 5.15. Diseño CAD de la barra <i>dummy</i> para su posterior mecanizado.	64
Figura 6.1. Cono de contracción y difusor en un túnel de viento.	66
Figura 6.2. Túnel de viento utilizado.	68
Figura 6.3. Zona de ensayos.	69
Figura 6.4. Dinamómetro.	70
Figura 6.5. Sistema de control y medición.	71
Figura 6.6. Vista del modelo desde la entrada del túnel de viento.	75

Figura 6.7. Vista de planta del modelo. Separación entre el <i>dummy</i> y el alerón. _____	75
Figura 6.8. Perfil de velocidades aguas arriba. _____	84
Figura 6.9. C_D vs Re. Ensayo esfera. _____	85
Figura 6.10. C_L vs alpha para diferentes Re. Media de ensayos. _____	85
Figura 6.11. C_D vs alpha para diferentes Re. Media de ensayos. _____	86
Figura 6.12. C_L / C_D vs alpha para diferentes Re. Media de ensayos. _____	86
Figura 6.13. C_L vs alpha para diferentes Re. Ensayo nº4. _____	87
Figura 6.14. C_D vs alpha para diferentes Re. Ensayo nº4. _____	87
Figura 6.15. C_L / C_D vs alpha para diferentes Re. Ensayo nº4. _____	88
Figura 6.16. C_L vs alpha para diferentes Re. Ensayo nº5. _____	88
Figura 6.17. C_D vs alpha para diferentes Re. Ensayo nº5. _____	89
Figura 6.18. C_L / C_D vs alpha para diferentes Re. Ensayo nº5. _____	89
Figura 7.1. Función u (línea azul continua) aproximada con uh (línea roja discontinua). _____	92
Figura 7.2. Geometría de elementos lineales 2D y 3D. _____	93
Figura 7.3. Geometría de elementos cuadráticos 2D y 3D. _____	94
Figura 7.4. Sistema lineal. _____	94
Figura 7.5. Solución del sistema lineal. _____	95
Figura 7.6. Sistema no lineal. _____	95
Figura 7.7. Convergencia del sistema no lineal. _____	96

Figura 7.8. A la izquierda, dominio computacional 2-D. A la derecha, un caso 3-D. _____	99
Figura 7.9. Mallado de un perfil alar. _____	101
Figura 7.10. Malla estructurada bidimensional. Se muestran los índices i y j . _____	102
Figura 7.11. Malla rectangular no estructurada. _____	103
Figura 7.12. A la izquierda, celda con sesgo nulo. A la derecha, sesgo alto en la celda triangular. _____	103
Figura 7.13. Condiciones de entrada y salida de presión en un dominio computacional. _____	105
Figura 7.14. Ejemplo del dominio computacional y mallado de un perfil aerodinámico (2-D). ____	108
Figura 7.15. Proceso de creación de dominio y mallado para la simulación de un perfil aerodinámico. _____	109
Figura 7.16. Estela turbulenta generada por un cilindro. _____	110
Figura 7.17. Oscilaciones temporales de la velocidad en un punto sobre su valor medio. _____	111
Figura 7.18. Aproximación de la capa límite por funciones de pared. _____	112
Figura 8.1. Propiedades del aire. _____	116
Figura 8.2. Volumen de control. _____	117
Figura 8.3. Cambio gradual de la altura de las capas del mallado cerca del perfil. _____	119
Figura 8.4. Malla del volumen de control. _____	121
Figura 8.5. Detalle del mallado en la zona próxima al perfil. _____	122
Figura 8.6. Calidad de los elementos de la malla según el criterio de asimetría. _____	124
Figura 8.7. Elementos con un valor de asimetría entre 0,25 y 0,5. _____	125

Figura 8.8. Intensidad turbulenta con el modelo de turbulencia SAS y un intervalo de tiempo de 10 – 5s. _____	126
Figura 8.9. Valores de referencia. _____	128
Figura 8.10. F_L vs Re para diferentes ángulos. Escala real. _____	130
Figura 8.11. C_L vs alpha para diferentes Re. Escala real. _____	130
Figura 8.12. F_D vs Re para diferentes ángulos. Escala real. _____	131
Figura 8.13. C_D vs alpha para diferentes Re. Escala real. _____	131
Figura 8.14. C_L/C_D vs alpha para diferentes Re. Escala real. _____	132
Figura 8.15. F_L vs Re para diferentes ángulos. Escala del túnel de viento. _____	133
Figura 8.16. C_L vs alpha para diferentes Re. Escala del túnel de viento. _____	133
Figura 8.17. F_D vs Re para diferentes ángulos. Escala del túnel de viento. _____	134
Figura 8.18. C_D vs alpha para diferentes Re. Escala del túnel de viento. _____	134
Figura 8.19. C_L/C_D vs alpha para diferentes Re. Escala del túnel de viento. _____	135
Figura 8.20a-e. Perfil de presiones en el alerón a 15 m/s para alpha igual a 0 (a), 3 (b), 6 (c), 9 (d) y 12º (e). _____	136
Figura 8.21a-e. Mapa de presiones a 15 m/s para alpha igual a 0 (a), 3 (b), 6 (c), 9 (d) y 12º (e). _____	137
Figura 8.22a-e. Perfil de velocidades a 15 m/s para alpha igual a 0 (a), 3 (b), 6 (c), 9 (d) y 12º (e). _____	138
Figura 9.1. C_L vs alpha, $Re = 2 \cdot 10^5$. Simulación computacional y ensayos nº1-3. _____	141
Figura 9.2. C_D vs Re para una esfera y un clindro. Valores teóricos. _____	143
Figura 9.3. C_D vs Re para una esfera. Valores experimentales. _____	143

Figura 9.4. C_L vs α , $Re = 2 \cdot 10^5$. Simulación computacional, ensayos nº1-3 y 4. _____	144
Figura 9.5. C_L vs α , $Re = 2 \cdot 10^5$. Simulación computacional y ensayos nº4 y 5. _____	145
Figura 9.6. C_D vs α , $Re = 2 \cdot 10^5$. Simulación computacional y ensayos nº4 y 5. _____	145
Figura 1. F_D vs Re . Ensayo esfera. _____	191
Figura 2. F_L vs Re para diferentes ángulos. Ensayo nº1. _____	192
Figura 3. F_D vs Re para diferentes ángulos. Ensayo nº1. _____	192
Figura 4. F_L vs Re para diferentes ángulos. Ensayo nº2. _____	193
Figura 5. F_D vs Re para diferentes ángulos. Ensayo nº2. _____	193
Figura 6. F_L vs Re para diferentes ángulos. Ensayo nº3. _____	194
Figura 7. F_D vs Re para diferentes ángulos. Ensayo nº3. _____	194
Figura 8. F_L vs Re para diferentes ángulos. Ensayo nº4. _____	195
Figura 9. F_D vs Re para diferentes ángulos. Ensayo nº4. _____	195
Figura 10. F_L vs Re para diferentes ángulos. Ensayo nº5. _____	196
Figura 11. F_D vs Re para diferentes ángulos. Ensayo nº5. _____	196
Figura 12a-e. Perfil de presiones en el alerón a 35 m/s para α igual a 0 (a), 3 (b), 6 (c), 9 (d) y 12° (e). _____	197
Figura 13a-e. Mapa de presiones a 35 m/s para α igual a 0 (a), 3 (b), 6 (c), 9 (d) y 12° (e). _	198
Figura 14a-e. Perfil de velocidades a 35 m/s para α igual a 0 (a), 3 (b), 6 (c), 9 (d) y 12° (e). _	199

Figura 15a-e. Perfil de presiones en el alerón a 55 m/s para alpha igual a 0 (a), 3 (b), 6 (c), 9 (d) y 12º (e). _____ 200

Figura 16a-e. Mapa de presiones a 55 m/s para alpha igual a 0 (a), 3 (b), 6 (c), 9 (d) y 12º (e). _ 201

Figura 17a-e. Perfil de velocidades a 55 m/s para alpha igual a 0 (a), 3 (b), 6 (c), 9 (d) y 12º (e). 202

Figura 18a-e. Perfil de presiones en el alerón a 75 m/s para alpha igual a 0 (a), 3 (b), 6 (c), 9 (d) y 12º (e). _____ 203

Figura 19a-e. Mapa de presiones a 75 m/s para alpha igual a 0 (a), 3 (b), 6 (c), 9 (d) y 12º (e). _ 204

Figura 20a-e. Perfil de velocidades a 75 m/s para alpha igual a 0 (a), 3 (b), 6 (c), 9 (d) y 12º (e). 205

Índice de Tablas

Tabla 4.1. Tabla comparativa entre los perfiles seleccionados.	37
Tabla 4.2. Tabla comparativa, con las características ordenadas de mayor a menor importancia.	45
Tabla 6.1. Rango de velocidades de operación de un túnel de viento.	66
Tabla 6.2. Clasificación de túneles de viento según su topología física.	67
Tabla 6.3. Puntos de la interpolación lineal.	79
Tabla 6.4. Perfil de velocidades.	80
Tabla 6.5. Coeficientes de drag de la esfera.	81
Tabla 6.6. Media de los coeficientes de lift de los ensayos 1-3.	81
Tabla 6.7. Media de los coeficientes de drag de los ensayos 1-3.	82
Tabla 6.8. Coeficientes de lift del ensayo nº4.	82
Tabla 6.9. Coeficientes de drag del ensayo nº4.	83
Tabla 6.10. Coeficientes de lift del ensayo nº5.	83
Tabla 6.11. Coeficientes de drag del ensayo nº5.	84
Tabla 8.1. Rangos de asimetría y calidad del elemento.	123
Tabla 8.2. Comparación de resultados entre modelos de turbulencia para distintos intervalos de tiempo.	126
Tabla 8.3. Coeficientes de lift con malla a escala real.	129
Tabla 8.4. Coeficientes de drag con malla a escala real.	129

Tabla 8.5. Coeficientes de lift con malla reescalada. _____	132
Tabla 8.6. Coeficientes de drag con malla reescalada. _____	132
Tabla 1. Presupuesto subtotal de materiales y productos. _____	153
Tabla 2. Presupuesto subtotal de servicios. _____	154
Tabla 3. Presupuesto subtotal de electricidad. _____	154
Tabla 4. Presupuesto subtotal de servicios de ingeniería. _____	154
Tabla 5. Presupuesto total del proyecto. _____	154
Tabla 6. Datos técnicos del túnel AF100. _____	163
Tabla 7. Niveles de sonido del túnel AF100. _____	164
Tabla 8. Datos técnicos del medidor de fuerzas AFA2. _____	164
Tabla 9. Condiciones de ensayo del perfil de velocidades. _____	165
Tabla 10. Condiciones del ensayo con la esfera. _____	165
Tabla 11. Resultados del ensayo con la esfera. _____	165
Tabla 12. Condiciones del ensayo nº1. _____	166
Tabla 13. Resultados de lift del ensayo nº1. _____	168
Tabla 14. Resultados de drag del ensayo nº1. _____	171
Tabla 15. Condiciones del ensayo nº2. _____	171
Tabla 16. Resultados de lift del ensayo nº2. _____	173

Tabla 17. Resultados de drag del ensayo nº2.	176
Tabla 18. Condiciones del ensayo nº3.	176
Tabla 19. Resultados de lift del ensayo nº3.	179
Tabla 20. Resultados de drag del ensayo nº3.	181
Tabla 21. Condiciones del ensayo nº4.	181
Tabla 22. Resultados de lift del ensayo nº4.	184
Tabla 23. Resultados de drag del ensayo nº4.	186
Tabla 24. Condiciones del ensayo nº5.	186
Tabla 25. Resultados de lift del ensayo nº5.	189
Tabla 26. Resultados de drag del ensayo nº5.	191

Índice

RESUMEN	I
RESUM	II
ABSTRACT	III
AGRADECIMIENTOS	V
ÍNDICE DE FIGURAS	VII
ÍNDICE DE TABLAS	XV
1. PREFACIO	1
1.1. Origen del trabajo	1
1.2. Motivación	1
1.3. Requisitos previos	1
2. INTRODUCCIÓN	3
2.1. Objetivos del trabajo.....	3
2.2. Alcance del trabajo	4
3. FUNDAMENTOS DE LA AERODINÁMICA	5
3.1. Tipos de flujos	6
3.2. Análisis diferencial: Ecuaciones de conservación y balance	8
3.3. Aproximación de la capa límite	12
3.4. Capas límite con gradientes de presión	18
3.5. Resistencia y sustentación aerodinámica.....	20
3.6. Elementos aerodinámicos	27
3.7. Efecto de rugosidad de superficie	30
3.8. Análisis dimensional.....	31
4. SELECCIÓN Y DISEÑO DEL PERFIL AERODINÁMICO	35
5. FABRICACIÓN DEL MODELO	49
5.1. Impresión 3D	49
5.1.1. Introducción a la fabricación por adición.....	49
5.1.2. Características del proceso.....	49
5.1.3. BCN 3D+	52
5.1.4. Calibraciones y preparación de la impresora 3D	57

5.1.5.	Software CURA.....	58
5.1.6.	Experiencia de uso:	60
5.2.	Mecanizado de barras	61
6.	EXPERIMENTACIÓN EN EL TÚNEL DE VIENTO	65
6.1.	Introducción.....	65
6.2.	Realización	71
6.2.1.	Perfil de velocidades	72
6.2.2.	Esfera.....	73
6.2.3.	Perfil aerodinámico.....	74
6.3.	Justificación de los cálculos	76
6.3.1.	Perfil de velocidades	76
6.3.2.	Esfera.....	77
6.3.3.	Perfil aerodinámico.....	78
6.4.	Resultados.....	80
6.5.	Gráficos	84
7.	MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS (MEF)	91
7.1.	Sistemas discretos y sistemas continuos. Funciones de forma	91
7.2.	Tipos de elementos.....	92
7.3.	Problemas lineales y no lineales.....	94
7.4.	Etapas de cálculo	97
7.5.	Introducción al CFD.....	97
7.5.1.	Generación de la malla	101
7.5.2.	Condiciones de frontera	104
7.5.3.	Cálculos CFD con turbulencia	105
7.5.4.	Creación del dominio computacional y mallado	107
7.5.5.	Turbulencia	109
8.	SIMULACIÓN COMPUTACIONAL	115
8.1.	Descripción del problema.....	115
8.2.	Volumen de control y condiciones de contorno.....	116
8.3.	Características del modelo	118
8.3.1.	Mallado	118
8.3.2.	Calidad del mallado.....	122
8.3.3.	Convergencia de los resultados.....	125
8.4.	Análisis dimensional	128

8.5. Resultados	129
8.6. Resultados gráficos	136
9. CORRELACIÓN DE RESULTADOS	141
ANÁLISIS DEL IMPACTO AMBIENTAL	147
CONCLUSIONES	149
POSIBLES VÍAS DE FUTURO DESARROLLO	151
PRESUPUESTO	153
BIBLIOGRAFÍA	155
Referencias.....	155
Bibliografía complementaria	155
ANEXO A. DATOS TÉCNICOS DE LA IMPRESORA BCN3D+	161
ANEXO B. ESPECIFICACIONES DEL EQUIPO DEL TÚNEL DE VIENTO	163
Anexo B.1. Datos técnicos del túnel AF100.....	163
Anexo B.2. Datos técnicos del medidor de fuerzas AFA2	164
ANEXO C. RESULTADOS DE LOS ENSAYOS EN TÚNEL DE VIENTO	165
ANEXO D. RESULTADOS GRÁFICOS DE CFD	197
ANEXO E. PLANOS DE BARRAS DE SOPORTE	207

1. Prefacio

1.1. Origen del trabajo

La idea original de este proyecto surgió del *treball de recerca* realizado por Eric López Brugarolas, el cual trataba los aspectos esenciales de este trabajo de una manera superficial acorde a los conocimientos en ese nivel educativo.

Además, el hecho de que los tres autores de este proyecto hayamos realizado la totalidad del grado de manera conjunta, colaborando previamente en distintas faenas tales como prácticas u otros trabajos, ha sido un factor decisivo para la conformación del presente proyecto multidisciplinar.

1.2. Motivación

Como pilar fundamental, la pasión por la automoción se ha encontrado presente en la vida de los tres autores del proyecto, factor que ha condicionado en gran medida la elección del tema de este.

De manera paralela, los fundamentos teóricos vistos en asignaturas relacionadas con la dinámica de fluidos han despertado nuestro interés por esta rama de la física; asignaturas tales como ingeniería de fluidos y sobre todo simulación computacional en dinámica de fluidos y transferencia de calor.

Todo ello, sumado a la oportuna adquisición por parte del departamento de fluidos de la facultad de un túnel de viento, ha favorecido la elección de esta propuesta como trabajo final de grado.

Por último, el reto personal que supone embarcarse en un proyecto de estas magnitudes ha sido el componente decisivo: iniciar un diseño desde cero, además de incorporar fundamentos de múltiples y variados campos de la ingeniería.

1.3. Requisitos previos

Complementando el carácter multidisciplinar ya comentado, han sido necesarios una serie de conocimientos previos tales como:

- Fuerte bagaje previo en dinámica de fluidos.
- Dominio del diseño asistido por ordenador (CAD), principalmente los softwares SolidWorks y AutoCAD.
- Formación en el uso de simulación computacional fluidodinámica, en softwares tales como ANSYS *Fluent* o COMSOL *Multiphysics*.
- Conocimientos en impresión 3D e ingeniería de procesos.
- Nociones avanzadas en cinemática y dinámica de máquinas y mecanismos, así como en las relaciones de transmisión de movimiento.

- Conocimientos fundamentales de mecánica como elasticidad y resistencia de materiales, así como mecánica vectorial.
- Amplios conocimientos de las características de los materiales y su meticuloso proceso de selección.
- Base teórica de elementos finitos, además de experiencia previa en el uso de softwares destinados al análisis estructural como *ANSYS Mechanical*.
- Principios fundamentales de control y regulación de sistemas automáticos.
- Nociones de electricidad y electrónica y su aplicación en prototipos reales.
- Fundamentos en programación en lenguaje MATLAB, Python y C/C++ para la edición de códigos en las plataformas comerciales Arduino y Raspberry Pi.

2. Introducción

En el presente proyecto se desarrolla el estudio de un sistema aerodinámico activo implementado en automóviles. A su vez, este está subdividido en tres proyectos interrelacionados presentados por separado:

- Estudio de un sistema aerodinámico activo en automóviles: elementos aerodinámicos. Autor: Eric López Brugarolas.
- Estudio de un sistema aerodinámico activo en automóviles: elementos mecánicos. Autor: Iván Rivet Fernández.
- Estudio de un sistema aerodinámico activo en automóviles: control y automatización del sistema. Autor: Antonio Rodríguez Noriega.

A lo largo del proyecto se harán referencias cruzadas entre todos ellos debido al carácter no lineal de desarrollo del mismo.

2.1. Objetivos del trabajo

El proyecto general presenta una serie de objetivos marcados inicialmente, los cuales se enumeran a continuación. Cabe destacar que estos se tratan en sus respectivos proyectos específicos:

- Obtener un perfil aerodinámico de altas prestaciones en cuanto a la relación entre fuerzas de sustentación y arrastre generadas, el cual ofrezca un comportamiento adecuado en el rango de actuación previsto.
- Caracterizar a nivel aerodinámico dicho alerón en función de las variables más influyentes, utilizando para ello la simulación computación fluidodinámica.
- Corroborar estos datos con experimentación llevada a cabo con un modelo a escala en un túnel de viento mediante análisis dimensional, así como identificar las posibles causas entre las diferencias en los resultados obtenidos.
- Diseñar desde cero un sistema mecánico cumpliendo la funcionalidad y viabilidad preestablecidas, incorporando la selección de materiales, elementos actuadores y el modelado CAD 3D.
- Corroborar la validez de este diseño realizando un análisis estructural mediante el análisis computacional por el método de elementos finitos.
- Modelizar el comportamiento dinámico de un automóvil de referencia

- Incorporar dicho modelo a un sistema de control automatizado encargado de seleccionar la posición óptima de los elementos móviles en función de las variables, perturbaciones y condiciones del sistema.
- Implementar el sistema de control en un equipo electrónico real, formado por un conjunto de sensores, unidades lógicas y actuadores repartidos por la unidad vehicular.
- Realizar un modelo a escala impreso en 3D como convergencia de todos los objetivos anteriores.

2.2. Alcance del trabajo

El alcance de este proyecto es completar la fase de diseño del sistema aerodinámico activo, dejando a este lo más cerca posible de la fase de producción. Esto se mostrará a partir de la realización de una maqueta a escala impresa en 3D que incluirá todos los aspectos tratados en las diferentes partes de este proyecto.

3. Fundamentos de la aerodinámica

La finalidad principal del estudio de un sistema aerodinámico activo implementado en un vehículo es obtener una mejora de las prestaciones del automóvil modificando las características del sistema, como puede ser la geometría. Estas características se adaptan a las condiciones de circulación del coche para obtener diversas ventajas: una mayor tracción, distancias y tiempos de frenado inferiores o un mejor paso por curva, entre otras. Pero para entender cómo se puede conseguir esta mejora de rendimiento se necesita realizar un amplio análisis del funcionamiento de la aerodinámica vehicular y las interacciones entre nuestro vehículo y el fluido.

La mecánica de fluidos es la ciencia que se encarga de estudiar el comportamiento de los fluidos. La rama de la mecánica que trata los fluidos en movimiento se conoce como dinámica de fluidos, mientras que la estática de fluidos se encarga de estudiar a los fluidos en reposo. Para estudiar los fluidos, su movimiento y la influencia de fuerzas sobre ellos, hay que conocer primero las características principales de las sustancias fluidas.

Se conoce a un fluido como una sustancia que se encuentra en fase líquida o gaseosa, pero la diferencia principal entre un sólido y un fluido se basa en la capacidad de la sustancia para oponerse a un esfuerzo tangencial. Un sólido puede oponer resistencia a este esfuerzo a través de una deformación de su geometría, mientras que un fluido se deforma de manera continua mientras se encuentra bajo la influencia del esfuerzo cortante, sin tener en cuenta su intensidad. Por lo tanto, a diferencia de un sólido, que puede deformarse hasta cierto ángulo fijo, un fluido nunca deja de deformarse.

En los líquidos pueden moverse grandes cantidades de moléculas, pero su volumen tiende a permanecer constante debido a las fuerzas de unión entre moléculas. Por eso, toman la forma del recipiente que los contiene. Los gases, por otro lado, se expanden hasta encontrar las paredes del recipiente y llenan todo el espacio disponible, debido al espacio entre las moléculas gaseosas y las débiles fuerzas de cohesión entre ellas.

Una característica muy importante de los fluidos para conocer su comportamiento mecánico es la condición de no-deslizamiento. Si se considera un flujo de fluido a través de una superficie sólida impermeable a este, puede verse de manera experimental como llega a detenerse completamente en contacto con la superficie, obteniendo una velocidad nula relativa al sólido en la región de contacto con éste, como puede apreciarse en la Figura 3.1. Hablando en términos sencillos, a causa de los esfuerzos viscosos que genera el movimiento del fluido, este se “pega” a la superficie del sólido con el que se encuentra en contacto. Por estas características de la condición de no deslizamiento, se desarrolla un perfil de velocidades, que debe tener valores nulos respecto a las superficies en los puntos de contacto sólido-fluido.

Se conoce como capa límite a la región del fluido, adyacente a la pared sólida, en la que son considerables los efectos viscosos (y su consecuente gradiente de velocidad). En el interior de la capa límite, la región de fluido que se “pega” a la superficie desacelera a la zona adyacente de fluido, que a su vez desacelera a la siguiente, y así sucesivamente, debido a las fuerzas viscosas entre capas.

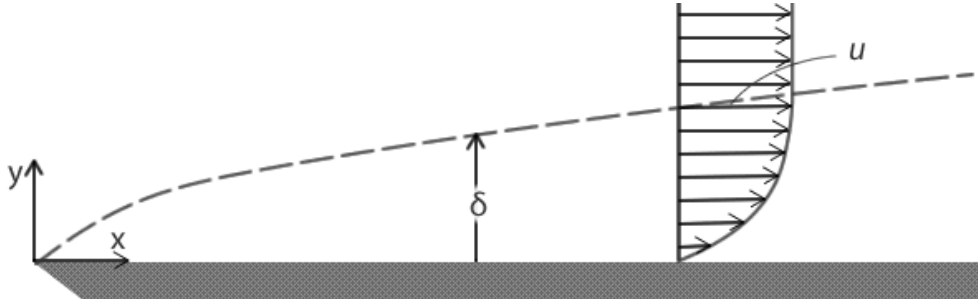


Figura 3.1 Capa límite y perfil de velocidades.

Cuando el fluido se mueve en contacto con una superficie curva en unas condiciones de velocidad elevadas, el fluido ya no puede mantener la adherencia al sólido y se separa de éste. A este fenómeno se le conoce como punto de separación, en el que se desprende la capa límite de la superficie. Se tratarán las características de la capa límite y de la separación del flujo de manera más extendida posteriormente.

3.1. Tipos de flujos

Como se ha comentado en el inicio de este apartado, la mecánica de fluidos trata el comportamiento de fluidos, su movimiento y sus interacciones con sólidos u otros fluidos. Pueden encontrarse una gran cantidad de problemas del flujo de fluidos, con características similares entre ellos, por lo que pueden clasificarse algunas de ellas según:

- Flujo interno y externo: se conoce como flujo externo al flujo de un fluido que no se encuentra limitado por una superficie o sólido. Un flujo es interno si el fluido queda delimitado por una geometría sólida, como un tubo, por ejemplo.
El flujo interno se rige por la dominancia de las fuerzas viscosas en todo el campo de flujo, mientras que, en los flujos externos, las fuerzas viscosas quedan delimitadas únicamente en la capa límite de las superficies sólidas, y en las estelas generadas por estos cuerpos.
- Zonas viscosas de flujo y zonas no viscosas: las zonas de flujo viscoso tienen efectos de fricción significativos. No existe un fluido con viscosidad nula, pero en muchos flujos pueden encontrarse regiones donde las fuerzas viscosas son potencialmente despreciables en comparación con otras fuerzas, como las debidas a la presión o a la inercia. Despreciar

esfuerzos viscosos en zonas no-viscosas de flujo puede permitir la simplificación de cálculos sin afectar considerablemente a la precisión de éstos.

- Flujo laminar y turbulento: se conoce como flujo laminar al movimiento ordenado del fluido, en capas no alteradas. El flujo turbulento, por otro lado, se trata de un movimiento desordenado, con velocidades altas y alteraciones en la velocidad de las partículas, que sufre fluctuaciones durante su recorrido. Los flujos que se alternan entre laminar y turbulento, o los flujos que se encuentran en el paso de uno al otro, se conocen como flujos de transición.

La transición de un flujo laminar a uno de turbulento depende de muchas características: la geometría del sistema (que puede ser una tubería, el perfil del ala de un avión, etc.), la velocidad del flujo, el tipo de fluido, la temperatura de la superficie, etc. Después de años de experimentación, Osborne Reynolds descubrió que el régimen de flujo depende principalmente de la relación entre las fuerzas inerciales y las viscosas en el fluido. La razón que interconecta a estas fuerzas es el número de Reynolds.

El número de Reynolds se expresa de la siguiente manera:

$$Re = \frac{\rho \cdot c \cdot D}{\mu}$$

(Ec. 3.1)

Donde ρ es la densidad del fluido (en kg/m³), c la velocidad promedio del fluido (en m/s), D la longitud característica de la geometría (en el caso de una tubería, por ejemplo, el diámetro, en m) y μ el coeficiente de viscosidad dinámica (en Pa·s).

Para flujos con un número de Reynolds elevado, las fuerzas inerciales (proporcionales a la densidad del fluido y al cuadrado de la velocidad) son grandes en comparación a las fuerzas viscosas, por lo que la viscosidad del fluido no puede evitar las fluctuaciones de velocidad y los cambios aleatorios de trayectoria de las partículas de fluido. Por otro lado, para números de Reynolds bajos, las fuerzas viscosas son suficientemente elevadas para controlar el fluido y evitar fluctuaciones del fluido.

Se conoce el número de Reynolds crítico al valor de Reynolds donde el flujo se vuelve turbulento. Este número depende de la geometría y las condiciones de flujo.

- Flujo estacionario o no estacionario: El término estacionario puede traducirse como la no variación en un punto a través del tiempo; su opuesto es no-estacionario. Es habitual tratar el término no-estacionario y el transitorio como sinónimos, aunque de hecho no se trata del mismo significado. Se habla de flujo transitorio cuando éste aún se encuentra en desarrollo, en el que pueden encontrarse variaciones hasta que el flujo se estabiliza de forma estacionaria. Durante el flujo estacionario, pueden encontrarse modificaciones en las propiedades del fluido punto a punto, pero en cualquier punto fijo de la trayectoria del fluido, sus propiedades se

mantienen constantes. Por tanto, el volumen, masa y energía totales en una sección de flujo estacionario o un equipo que trabaje en este tipo de flujo se mantienen constantes.

- **Flujo compresible e incompresible:** Un flujo puede clasificarse como compresible e incompresible dependiendo de cómo varía la densidad del fluido. Un flujo nunca será perfectamente incompresible, pero se puede considerar incompresibilidad si la densidad permanece prácticamente constante a lo largo de todo el flujo. Si el fluido es incompresible, el volumen del fluido permanece sin alterar durante todo su movimiento. Los líquidos tienen una densidad prácticamente constante, por lo que el flujo de líquido es principalmente incompresible. Por otro lado, los gases son altamente compresibles.

El número adimensional de Mach,

$$Ma = \frac{c}{a}$$

(Ec. 3.2)

donde c es la velocidad del flujo y a la velocidad del sonido, permite facilitar el reconocimiento de este tipo de flujos. Puede aproximarse un flujo de gas como incompresible si los cambios en su densidad se encuentran por debajo del cinco por ciento de su valor de referencia. Esto ocurre habitualmente cuando el número de Mach es inferior a $Ma < 0,3$. Por tanto, los efectos de compresibilidad en el aire son despreciables a velocidades inferiores a 100 m/s.

3.2. Análisis diferencial: Ecuaciones de conservación y balance

Habiendo tratado los diversos tipos de flujos que pueden encontrarse en problemas involucrados directamente con la mecánica del fluido, se define a un sistema como la cantidad de materia o zona del espacio que se selecciona para proceder a su estudio.

Se habla de sistema abierto o volumen de control acerca del espacio arbitrario escogido como objeto de estudio. Este volumen de control se encuentra delimitado por una superficie de control cerrada, ya sea real o virtual, donde una de sus principales características es la permanencia de forma y tamaño del volumen que se delimita. Los volúmenes de control permiten analizar problemas relacionados con flujos de fluido donde la masa del sistema no es fija y puede cruzar las fronteras del sistema.

En un volumen de control, cualquier cantidad conservada, tanto de masa, energía o cantidad de movimiento, debe equilibrarse durante un proceso. Las ecuaciones de balance describen las relaciones de estas magnitudes. A continuación, se introducen estos principios de conservación.

Para un volumen de control, puede expresarse el balance de masas de la manera siguiente

$$\dot{m}_{ent} - \dot{m}_{sal} = \frac{dm_{VC}}{dt}$$

(Ec. 3.3)

donde \dot{m}_{ent} y \dot{m}_{sal} son los caudales másicos totales hacia el interior (entrada) o exterior (salida) del volumen de control, y dm_{VC}/dt la razón del cambio de la masa dentro del volumen.

Este principio, aplicado a un sistema abierto, puede expresarse como: *el cambio neto de masa en el interior de un volumen de control durante un periodo de tiempo Δt es igual a la transferencia neta de masa hacia el interior o exterior de ese volumen durante este intervalo de tiempo.*

Para flujos estacionarios, la razón total de masa que entra al volumen de control es exactamente igual que el total de masa que sale de éste, ya que la masa total del volumen de control no cambia con el tiempo. Por eso, el balance de masas puede reescribirse suprimiendo el término del cambio de masa en el interior del volumen de control.

Flujo estacionario (kg/s):

$$\sum_{ent} \dot{m} = \sum_{sal} \dot{m}$$

(Ec. 3.4)

En el caso de flujos estacionarios e incompresibles, la densidad constante durante el proceso permite simplificar la relación de conservación de la masa aún más.

Flujo estacionario e incompresible (m^3/s):

$$\sum_{ent} \dot{V} = \sum_{sal} \dot{V}$$

(Ec. 3.5)

Por otro lado, en un volumen de control la energía puede transferirse por medio de calor, de trabajo o por la vía del flujo de masa. El principio de conservación de la energía tiene la misma estructura que el principio de conservación de masa:

$$\dot{E}_{ent} - \dot{E}_{sal} = \frac{dE_{VC}}{dt}$$

(Ec. 3.6)

donde \dot{E}_{ent} y \dot{E}_{sal} son los caudales energéticos totales hacia el interior (entrada) o exterior (salida) del volumen de control, y dE_{VC}/dt la razón del cambio de la energía (aumento o disminución) dentro del volumen.

En la mecánica de fluidos, la ecuación de Bernoulli es una herramienta muy potente para el estudio de regiones no viscosas de muchos flujos prácticos.

Esta ecuación es una relación aproximada entre la velocidad, la elevación y la presión de un fluido. Es válida en regiones con flujo estacionario e incompresible, donde las fuerzas de fricción netas son prácticamente despreciables. Estos esfuerzos viscosos son despreciables cuando son pequeños en comparación con los efectos gravitacionales (energía potencial), inerciales (energía cinética) y los efectos generados por la presión. Pese a ser una aproximación y tratarse de una ecuación relativamente simple, puede aplicarse en regiones de flujo exteriores a las capas límite y estelas creadas por cuerpos sólidos.

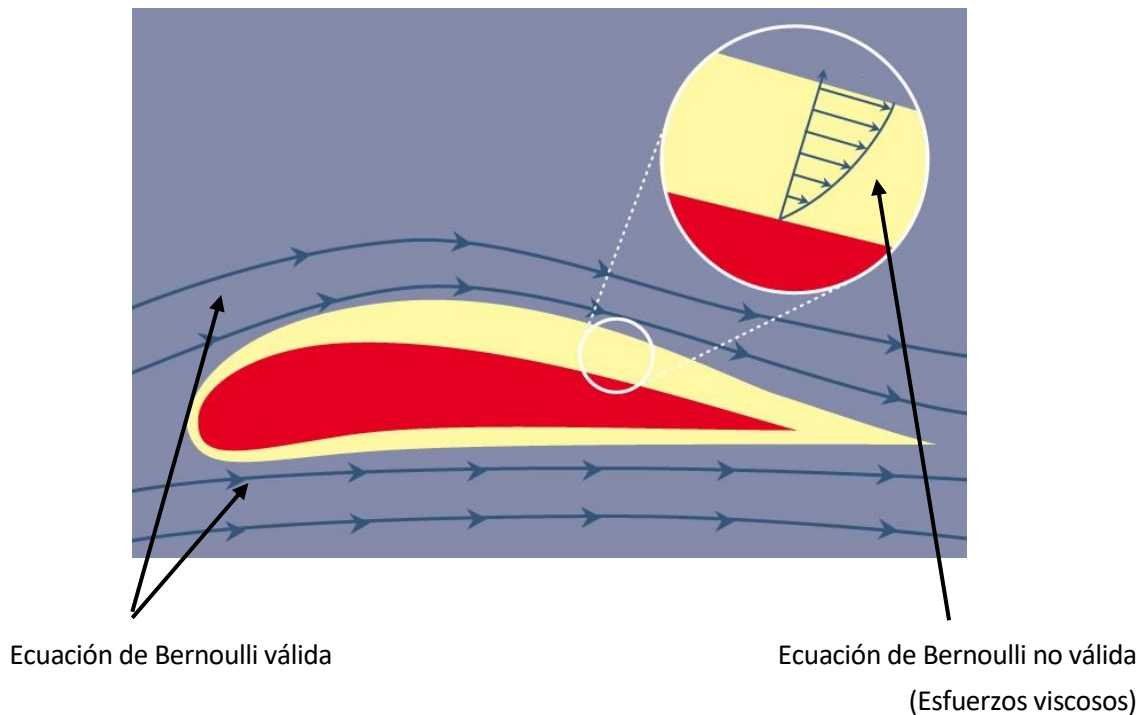


Figura 3.2. Perfil alar. Capa límite y líneas de flujo.

Para realizar la deducción de la ecuación de Bernoulli puede considerarse inicialmente el movimiento de una partícula de fluido en un flujo estacionario. Aplicando la segunda ley de Newton (la relación de conservación del movimiento lineal en mecánica de fluidos) en una dirección s , durante su recorrido en una línea de corriente se obtiene:

$$\sum \vec{F}_s = m \cdot \vec{a}_s \quad (\text{Ec. 3.7})$$

Para regiones de flujo no viscosas, las fuerzas que actúan en la dirección s del movimiento son la componente del peso de la partícula fluida en esa dirección y la presión, que actúa en ambos lados de la partícula.

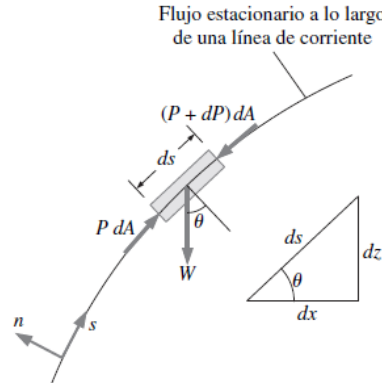


Figura 3.3. Fuerzas sobre la partícula de fluido a lo largo de su trayectoria.

Introduciendo las fuerzas a la segunda ley de Newton la ecuación queda tal que así:

$$P \cdot dA - (P + dP) \cdot dA - W \cdot \sin(\theta) = m \cdot c \cdot \frac{dc}{ds}$$

(Ec. 3.8)

Donde el ángulo θ es el que crea el eje Z (los ejes pueden apreciarse en la parte inferior derecha de la Figura 3.3) con la normal a la línea de corriente de la partícula fluida. Si se aplican las siguientes conversiones:

- $m = \rho \cdot c = \rho \cdot dA \cdot dS$ (masa)
- $W = m \cdot g = \rho \cdot g \cdot dA \cdot dS$ (peso de la partícula de fluido)
- $\theta = dz/ds$

$$-dP \cdot dA - \rho \cdot g \cdot dA \cdot dS \cdot \frac{dz}{dS} = \rho \cdot dA \cdot ds \cdot c \cdot \frac{dc}{ds}$$

(Ec. 3.9)

Simplificando la ecuación e integrando para el caso de un flujo estacionario e incompresible, la integración permite obtener la ecuación de Bernoulli a lo largo de una línea de corriente, para zonas de flujo no viscoso:

$$\frac{P}{\rho} + \frac{c^2}{2} + g \cdot z = constante$$

(Ec. 3.10)

El valor de esta constante puede calcularse en cualquier punto de una línea de corriente, conociendo la densidad, velocidad, elevación y presión de ese punto. También pueden igualarse dos puntos sobre la misma línea de corriente.

3.3. Aproximación de la capa límite

Como se ha comentado anteriormente, existen situaciones de flujo donde los esfuerzos viscosos son despreciables en ecuaciones constitutivas como la ecuación de Navier-Stokes, que define el movimiento de los fluidos. La ecuación de Navier-Stokes, en su forma diferencial es tal que:

$$\rho \left(\frac{\partial v_i}{\partial t} + v_j \frac{\partial v_i}{\partial x_j} \right) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu_v - \frac{2}{3} \mu \right) \nabla \cdot \mathbf{v} \right] + \rho f_{m_i}$$

(Ec. 3.11)

Debido a su alta complejidad, no se entrará en detalle en el tratamiento de esta ecuación. Sus características de mayor relevancia se tratarán posteriormente en el estudio de la simulación computacional en dinámica de fluidos (CFD).

Pueden definirse dos situaciones donde las fuerzas viscosas son despreciables para el cálculo de las ecuaciones constitutivas. La primera ocurre en regiones de fluido con alto número de Reynolds, donde las fuerzas viscosas netas son despreciables en comparación con las fuerzas generadas por la presión y/o la inercia.

La segunda situación se trata cuando la vorticidad es despreciablemente pequeña. Estas regiones se conocen como regiones irrotacionales, donde las partículas del fluido no tienen rotación neta. En ambas situaciones, la eliminación de los componentes viscosos en la ecuación de Navier-Stokes, produce la ecuación de Euler:

$$\rho \left[\frac{d\vec{c}}{dt} + (\vec{c} \cdot \nabla) \vec{c} = -\nabla P + \rho \cdot \vec{g} \right]$$

(Ec. 3.12)

Esta simplificación de los términos viscosos simplifica la matemática propia de la ecuación, pero genera deficiencias en la resolución de ciertos problemas, como la incapacidad de especificar la condición de no-deslizamiento en paredes sólidas.

El descubrimiento de la capa límite, introducido por Ludwig Prandtl en 1904, cambió la manera de estudiar los flujos, que podían calcularse sólo de manera empírica, debido a la habitual falta de significado físico en las soluciones obtenidas con las ecuaciones de Euler y las ecuaciones de flujo potencial. El flujo se dividía en dos partes: una región de flujo externo, invíscida e irrotacional; y otra interior, llamada capa límite, en la que los esfuerzos generados por la viscosidad no son despreciables. En las regiones de flujo exterior, las ecuaciones de continuidad y las ecuaciones de Euler permiten obtener el campo de velocidades exterior. Por otro lado, en el interior de la capa límite, se resuelven

las ecuaciones de capa límite, aproximaciones también de la ecuación de Navier-Stokes aplicadas a las características propias de esa región.

Estas ecuaciones de capa límite corrigen las deficiencias que generaba la ecuación de Euler en el caso de la condición de no-deslizamiento en superficies sólidas.

Posteriormente, la introducción de las tecnologías basadas en simulación computacional (conocidas por las siglas CFD, Computational Fluid Dynamics), de las que se hablará en otro apartado posteriormente, permitieron resolver el conjunto completo de ecuaciones de movimiento (la ecuación de Navier-Stokes conjuntamente con la ecuación de continuidad) en todo el recorrido del flujo. Aún y así, la teoría de la capa límite sigue siendo de utilidad en la ingeniería, ya que permite obtener soluciones en un tiempo inferior.

La principal consigna de la aproximación de capa límite es la suposición de que ésta tiene un espesor muy fino. Este valor de espesor normalmente se define como la distancia respecto la pared en la que la velocidad del fluido paralela a la pared es inferior al 99% de la velocidad no perturbada del flujo. A mayor velocidad del flujo libre, menor será el espesor de la capa límite.

El número de Reynolds puede definirse en base a la distancia X a lo largo de una placa plana tal que:

$$Re_x = \frac{c \cdot x}{\nu}$$

(Ec. 3.13)

Pueden obtenerse diversas ecuaciones que aproximan la capa límite para su cálculo. A continuación, se añade una como ejemplo, utilizada en el estudio de una placa plana en flujo laminar, que relaciona el número de Reynolds con el espesor a una determinada posición x .

$$\frac{\delta}{x} = \frac{4,91}{\sqrt{Re_x}}$$

(Ec. 3.14)

Donde δ es el espesor de la capa límite, x la distancia del punto de estudio en el eje X y Re_x el valor del número de Reynolds en ese punto. De esta ecuación puede extraerse que, a mayor número de Reynolds para una ubicación x conocida, más delgada será el espesor de la capa límite.

Aunque habitualmente se hable de capa límite en la región adyacente a una superficie sólida, la aproximación de capa límite aplica también a capas viscosas libres, como son el caso de las estelas, principalmente. Esta aproximación puede aplicarse, claro está, siempre que el número de Reynolds sea suficientemente alto como para que estas regiones puedan considerarse delgadas.

El espesor de la capa límite $\delta(x)$ suele definirse como la mitad del valor del espesor total de ésta, como puede verse en la Figura 3.4. El valor de este espesor no es constante, sino que varía con la distancia recorrida corriente abajo. Para el caso de placas planas y estelas, este espesor aumenta con el recorrido

en x , aunque existen otras situaciones en la mecánica de fluidos en el que el espesor disminuye a lo largo de su trayectoria.

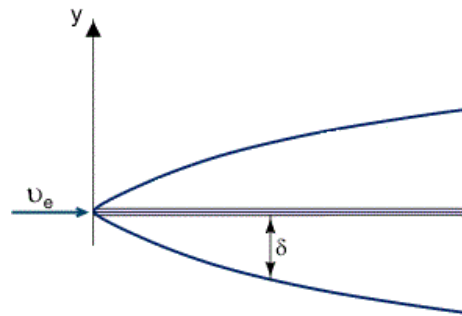


Figura 3.4. Definición del espesor de capa límite.

En la zona de flujo laminar sobre una placa plana, el espesor de la capa límite es directamente proporcional a la raíz del número de Reynolds mostrado anteriormente. Conforme el flujo se desplaza por la placa, aumentando el valor de x , el número de Reynolds aumenta linealmente. Llegados a cierto punto, empiezan a generarse perturbaciones en el flujo, y la capa límite no puede mantener sus condiciones laminares. En ese momento empieza un proceso de transición de flujo laminar a flujo turbulento. El valor de Reynolds en el que empieza a producirse este proceso se conoce como número de Reynolds crítico, como se había comentado anteriormente. Este valor, para el caso de una placa plana, se encuentra aproximadamente en un $Re_{x, Crítico} = 1 \times 10^5$. El proceso continúa hasta un Reynolds cerca de $Re_{x, transición} = 3 \times 10^6$.

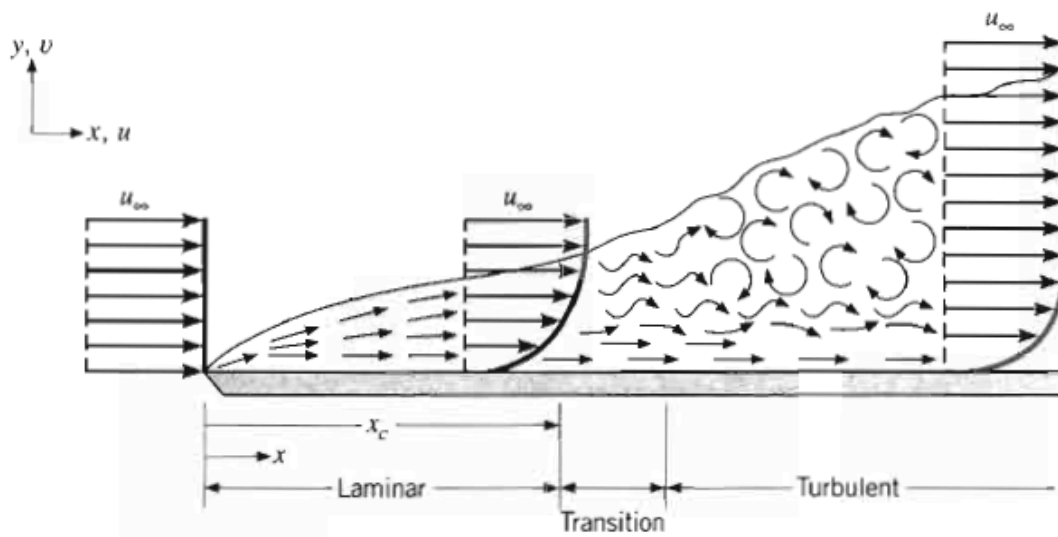


Figura 3.5. Desarrollo de la capa límite en una placa plana (sin escala).

Debido al efecto de la capa límite, sus líneas de corriente, tanto en el interior como en el exterior de ésta, se curvan ligeramente para alejarse de la pared para mantener la conservación de masa conforme

al espesor de la capa límite. Esta desviación de las líneas de corriente afecta al flujo exterior, por lo que se define la distancia que una línea de corriente se desvía de la pared debido al efecto de la capa límite como espesor de desplazamiento.

Puede encontrarse la expresión de este espesor con la siguiente integral, obtenida del uso de la conservación de masa en el análisis de volumen de control:

$$\delta^* = \int_0^{\infty} \left(1 - \frac{u}{U}\right) dy$$

(Ec. 3.15)

El espesor de desplazamiento crece con x , de la misma manera que el espesor de la capa límite. Para un flujo laminar, se demuestra que para cualquier posición x el valor de δ^* es prácticamente tres veces más pequeño que el valor de δ en esa misma posición.

Para entender de manera más simple el espesor de desplazamiento, puede imaginarse como un aumento del espesor de la pared. En el caso de la placa plana, su comportamiento ya no es infinitesimal, sino que se trata de una placa con un espesor (con la forma del espesor de desplazamiento). Este aumento imaginario, debido al efecto creciente de la capa límite, genera un perfil de velocidades aparente, que difiere de la aproximación original, como puede apreciarse en la Figura 3.6.

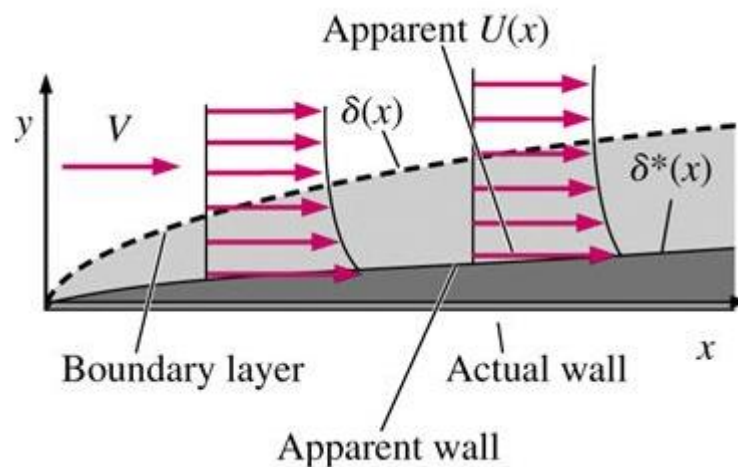


Figura 3.6. El perfil de velocidades $U(x)$ aparente.

Otra medición del espesor de la capa límite es el espesor de la cantidad de movimiento. La mejor manera de entender este concepto se basa en el análisis del volumen de control para una capa límite de placa plana. La placa plana en sí es una de las fronteras de este volumen de control, en la que ninguna masa o cantidad de movimiento puede atravesarla. Para la parte superior del volumen de control se toma una línea de corriente de flujo exterior. Como ningún flujo puede atravesar una línea de corriente, no puede existir un flujo de masa o cantidad de movimiento a través de la superficie superior del V.C.

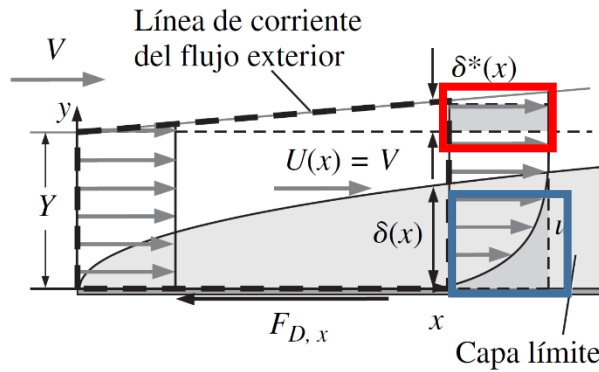


Figura 3.7. El V.C., definido por la línea punteada gruesa.

Aplicando la ley de conservación de masa a esta región, se encuentra que el flujo de masa que entra desde la izquierda ($x=0$) debe ser igual al flujo de salida a la derecha (en una posición x escogida arbitrariamente a lo largo de la placa):

$$0 = \int_{CS} \rho \vec{c} \cdot \vec{n} dA = w\rho \int_0^{Y+\delta^*} u dy - w\rho \int_0^Y c dy$$

(Ec. 3.16)

En la (Ec. 3.16), el término w se refiere al ancho de la placa, tomado como ancho unitario de manera arbitraria, e Y es la distancia entre la placa y la línea de corriente exterior en la posición $x=0$, tal y como puede apreciarse en la Figura 3.7.

Dado que $u = U$ (velocidad de flujo no perturbado) en todas las partes a lo largo de la superficie izquierda del volumen de control, y dado que $u = U$ entre $y = Y$ y $y = Y + \delta^*$ a lo largo de la superficie derecha del V.C., la (Ec. 3.16) puede reducirse a:

$$\int_0^Y (U - u) dy = U\delta^*$$

(Ec. 3.17)

La pérdida de flujo de masa dentro de la capa límite (mostrada en el rectángulo azul de la Figura 3.7) es sustituido por medio de una porción del flujo libre de espesor δ^* , la cual se muestra en el interior del rectángulo rojo de la misma figura. Ambas superficies tienen la misma área, como puede comprobarse en la ecuación (Ec. 3.17).

Analizando la componente x de la ecuación de cantidad de movimiento aplicada a ese volumen de control, se obtiene la fuerza de arrastre debida a la fricción sobre la placa desde la posición $x=0$ hasta la posición x. Puede expresarse de la siguiente manera:

$$F_{D,x} = \rho w \int_0^Y u(U - u) dy \quad (\text{Ec. 3.18})$$

Se define el espesor de la cantidad de movimiento de tal manera que la fuerza de fricción viscosa sobre la placa por unidad de ancho unitario es igual a ρU^2 por θ , es decir:

$$\frac{F_{D,x}}{w} = \rho \int_0^Y u(U - u) dy \equiv \rho U^2 \theta \quad (\text{Ec. 3.19})$$

Puede entenderse el concepto de este espesor θ como la pérdida de flujo de cantidad de movimiento por unidad de ancho dividida entre ρU^2 , debida a la presencia de la capa límite creciente. El espesor de la cantidad de movimiento se obtiene con la siguiente ecuación:

$$\theta = \int_0^\infty \frac{u}{U} \left(1 - \frac{u}{U}\right) dy \quad (\text{Ec. 3.20})$$

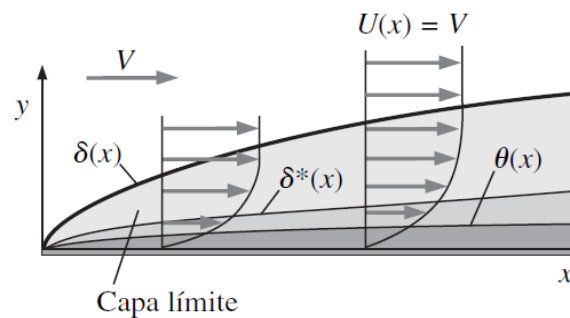


Figura 3.8. Espesor de capa límite, de desplazamiento y de la cantidad de movimiento para placa plana.

3.4. Capas límite con gradientes de presión

Las capas límite con gradientes de presión distintos de cero aparecen tanto en flujos internos como externos, como, por ejemplo, en el fuselaje de un avión o en las paredes de un difusor. Estas capas pueden ser laminares o turbulentas, y a menudo se utilizan resultados de la capa límite sobre placa plana como estimaciones para diversos casos, como la ubicación de transición a turbulencia, la fricción local, el espesor, etc.

Para introducir los gradientes de presión al cálculo de capa límite debe conocerse su terminología. Cuando el flujo exterior (fuera de la capa límite), inviscido y/o irrotacional acelera, la velocidad $U(x)$ aumenta y la presión $P(x)$ disminuye. A este fenómeno se le conoce como gradiente de presión favorable. Se conoce como favorable ya que la capa límite en un flujo en aceleración acostumbra a ser delgada, se adhiere a la pared y por lo tanto es difícil separarla. Por otro lado, si el flujo exterior desacelera, $U(x)$ disminuye, $P(x)$ aumenta y se obtiene un gradiente de presión desfavorable o adverso. Como su propio nombre muestra, no es deseable esta condición, porque la capa límite, de mayor tamaño, tiene una mayor probabilidad de separarse de la superficie.

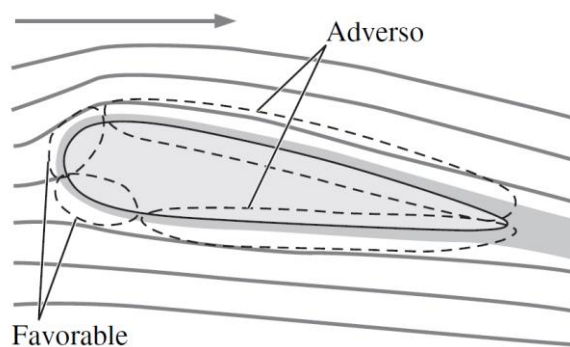


Figura 3.9. Disposición de los gradientes de presión en un cuerpo fusiforme sumergido en un flujo libre.

En un flujo externo habitual, como en el caso del ala de un avión, la capa límite en la zona frontal del cuerpo se encuentra sujeta a un gradiente de presión favorable, mientras que, en la zona posterior, el gradiente de presión es adverso, como en la Figura 3.9. Si el gradiente de presión adverso es suficientemente elevado, la capa límite tiene probabilidad de separarse de la pared. Cuando el flujo de corriente se separa, pueden encontrarse regiones de flujo de recirculación llamados burbujas de separación. En estas burbujas, el flujo inverso cerca de la pared, destruye la naturaleza parabólica del campo de flujo y vuelve inaplicables las ecuaciones de capa límite.

Para perfiles de ataque con un ángulo de ataque demasiado elevado, el punto de separación se mueve cerca del frente del perfil aerodinámico. La burbuja de separación cubre prácticamente la totalidad de la superficie superior del perfil aerodinámico. Esta situación, conocida como entrada en pérdida, se

comenta posteriormente en el apartado de fuerzas aerodinámicas. La separación del flujo también puede ocurrir en flujos internos, como en la zona de gradiente de presión adverso en un difusor. Con tal de diferenciar el flujo inverso del fluido que circula corriente abajo, se incorpora una línea de corriente divisora, en la posición aproximada de esta separación. En la figura 1.2, se muestran los vectores de velocidad obtenidos en una simulación mediante CFD, con tal de mostrar la posición de la línea divisora y de la burbuja de separación.

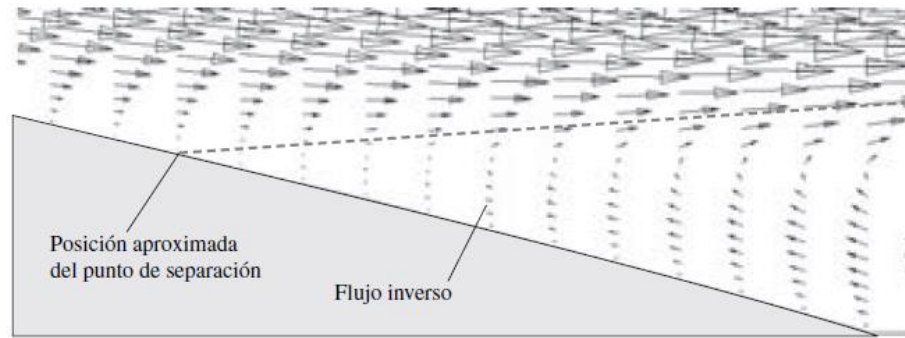


Figura 3.10. Recirculación de flujo en la burbuja de separación.

En la Figura 3.10 se muestra una capa límite laminar. Las capas límites turbulentas tienen un comportamiento relativamente parecido, aunque su perfil de velocidad medio es mayormente más pronunciado que el de una capa límite laminar. Por lo tanto, para separar una capa límite turbulenta, el gradiente de presiones adverso necesario para generar la separación del flujo debe ser de mayor intensidad. Un claro ejemplo de esto se muestra en la Figura 3.11:

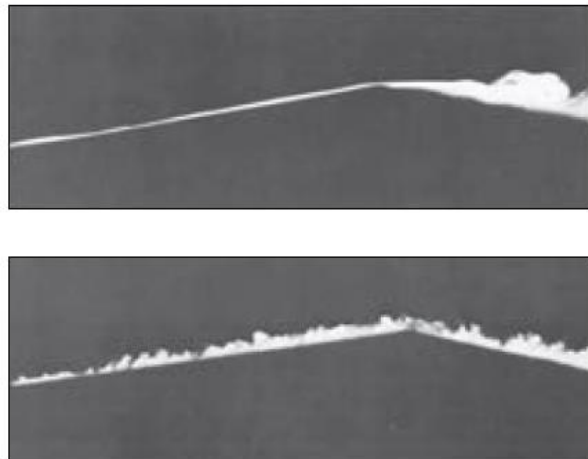


Figura 3.11. En la imagen superior, capa límite laminar. En la inferior, capa límite turbulenta.

Como puede apreciarse, el flujo exterior intenta realizar una vuelta aguda de 20° para ambos tipos de capa límite. En el caso de la capa límite laminar, no puede realizar la vuelta y se separa en la esquina, mientras que, para el caso turbulento, permanece unido a la esquina aguda. Una situación parecida

ocurre en objetos romos como las esferas. Una esfera lisa conservaría una capa límite laminar sobre su superficie, separándose con relativa facilidad, comportando así un gran arrastre aerodinámico. Este es el motivo por el que se introducen hoyuelos (rugosidad superficial) a las pelotas de golf, con tal de generar una transición anticipada hacia una capa límite turbulenta. El flujo se separa de la superficie igualmente, pero el punto de separación se retrasa considerablemente, obteniendo un arrastre aerodinámico significativamente inferior.

3.5. Resistencia y sustentación aerodinámica

En el campo científico, los flujos de fluidos se han utilizado desde hace siglos para un sinnúmero de utilidades, como la generación de energía, la transferencia de calor, etc. En el caso de la aviación y la automoción, la aerodinámica se encarga de analizar el flujo de aire sobre un cuerpo sólido (el avión o coche en cuestión) para generar una serie de fuerzas que optimicen el funcionamiento del vehículo. Este estudio ha permitido al sector de la automoción la mejora en consumos de combustible, manejo, prestaciones y ruido de los automóviles.

En un flujo externo, se conoce como velocidad de flujo libre a la velocidad del fluido que se aproxima al cuerpo de estudio. La velocidad cambia de cero (en la superficie del sólido) hasta el valor de flujo libre, en una posición ya alejada de la superficie. Normalmente se supone uniforme y estacionaria, por facilidades en el análisis y diseño.

Si la geometría del cuerpo de estudio es suficientemente larga y con sección transversal constante (como en el caso de estudiar un ala de avión de perfil alar constante en toda su longitud) puede idealizarse el problema como bidimensional. La componente de la velocidad perpendicular a esa longitud debe ser nula para que la velocidad cumpla también la bidimensionalidad.

Los cuerpos sometidos a un flujo, dependiendo de su forma, pueden ser clasificados como currentilíneos, los cuales hacen esfuerzo para alinear su forma con las líneas de corriente del flujo, o romos, los cuales tienden a bloquear el flujo de fluido.

Un fluido en movimiento en contacto con un cuerpo sumergido en él aplica una presión normal sobre su superficie (como en el caso de encontrarse en reposo), pero también esfuerzos tangenciales sobre la superficie, causados por la condición de no deslizamiento. Ambas fuerzas tienen componentes en la misma dirección del flujo, por lo que el arrastre o resistencia aerodinámica se debe a los efectos combinados de presión y esfuerzos tangenciales en esa dirección. Por otro lado, las componentes normales a la dirección de flujo tienden a mover el cuerpo en esa dirección, generando la fuerza de sustentación. En el caso de flujos tridimensionales, también existe una componente de fuerza lateral. Las fuerzas de fluido también pueden generar momentos y, consecuentemente, una rotación del sólido. El momento alrededor de la dirección del flujo tiene el nombre de balanceo; el de la dirección de sustentación, se conoce como guiñada, y el momento en la dirección de fuerza lateral, momento de cabeceo. Estos momentos acostumbran a conocerse en inglés como *roll*, *yaw* y *pitch*,

respectivamente. Esta denominación de los momentos se usa normalmente también en la dinámica vehicular.

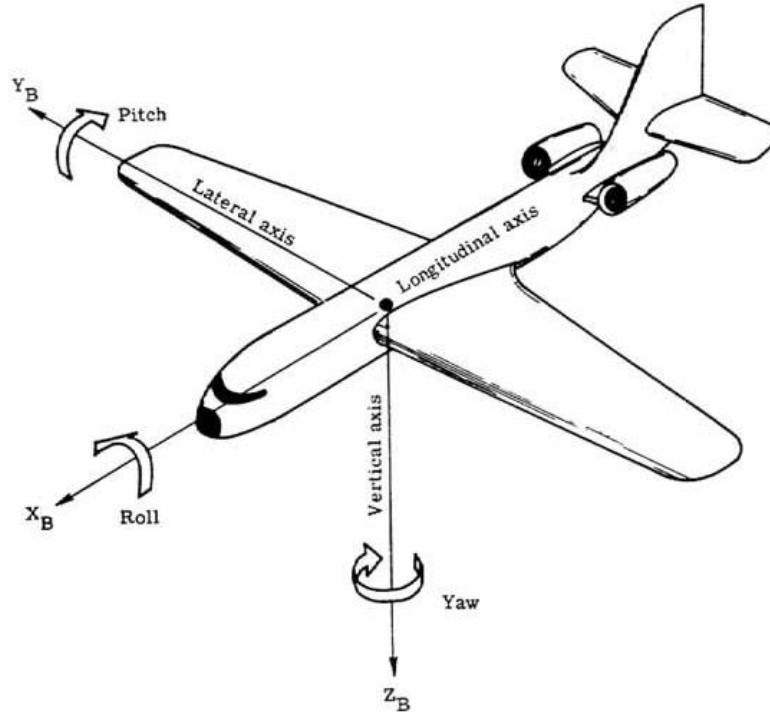


Figura 3.12. Momento de roll, pitch y yaw en sus ejes correspondientes.

En el caso de la automoción, los momentos de guiñada, balanceo y las fuerzas laterales son nulas cuando el vehículo dispone de una geometría simétrica y se encuentra alineado con el flujo de aire. Las fuerzas que actúan sobre la superficie en un área diferencial dA son la presión ($P \cdot dA$) y las fuerzas de corte ($\tau_w dA$). Se pueden expresar las fuerzas de arrastre y sustentación de manera diferencial tal que:

Fuerza de arrastre (Drag):

$$dF_D = -P \cdot dA \cdot \cos\theta + \tau_w \cdot dA \cdot \sin\theta$$

(Ec. 3.21)

Fuerza de sustentación (Lift):

$$dF_L = -P \cdot dA \cdot \sin\theta - \tau_w \cdot dA \cdot \cos\theta$$

(Ec. 3.22)

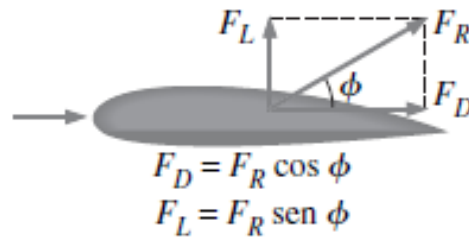


Figura 3.13. Distribución de las componentes de lift y drag en un perfil aerodinámico.

Estas funciones pueden integrarse para toda el área de la superficie en contacto con el fluido con tal de obtener las fuerzas netas de arrastre y sustentación. Aun y así, estas ecuaciones no acostumbran a ser útiles en experimentación debido a la dificultad de obtener una distribución exacta de las presiones y las fuerzas de corte en toda la superficie. Habitualmente, lo único que se busca es la fuerza resultante de lift y drag que actúa en todo el cuerpo sólido, medibles fácilmente en un túnel de viento.

Si se analizan detalladamente las ecuaciones mostradas en la página anterior, para un ángulo de $\theta = 90^\circ$ (una placa plana alineada en paralelo al flujo), el drag depende únicamente de la fricción, mientras que para un ángulo de $\theta = 0^\circ$ (una placa plana colocada normal al flujo) la fuerza de arrastre dependerá solo de la presión. Si esta placa se inclina un cierto ángulo relativo al flujo, las fuerzas dependerán tanto de la presión como de los esfuerzos tangenciales. El ángulo relativo entre la dirección del flujo y el cuerpo sólido (generalmente respecto a la cuerda, la línea que conecta ambos extremos de un perfil aerodinámico) se conoce como ángulo de ataque.

Es por eso que el diseño de las alas de aviones, o de los perfiles de un alerón en un vehículo, se centra en buscar la mejor relación entre estas fuerzas. Las alas de una aeronave se colocan para buscar la máxima sustentación para un valor de arrastre mínimo. En la automoción, se busca obtener sustentación negativa, aumentando la fuerza normal respecto a la superficie de contacto, y así mejorando su tracción y su maniobrabilidad.

La sustentación y el arrastre son altamente dependientes del ángulo de ataque, como puede apreciarse en las ecuaciones anteriores. La diferencia de presión creada entre la zona superior e inferior de un ala, por ejemplo, genera una fuerza ascendente que eleva el avión. Las fuerzas de corte, en perfiles esbeltos, actúan casi de manera paralela al flujo, por lo que son las principales generadoras de drag (debido a la fricción en la superficie).

Estas fuerzas son dependientes de la densidad del fluido (ρ), la velocidad de la corriente (c), la geometría del sólido, su orientación, etc. Debido a la complicación de trabajar con tantas variables, se utilizan dos parámetros adimensionales que representen todas las características geométricas i aerodinámicas del cuerpo. Estos parámetros son el coeficiente de arrastre (C_D) i el coeficiente de sustentación (C_L). Se definen de la siguiente manera:

- Coeficiente de arrastre:

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2}\rho c^2 A}$$

(Ec. 3.23)

- Coeficiente de sustentación:

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2}\rho c^2 A}$$

(Ec. 3.24)

El área que aparece en las fórmulas de ambos coeficientes acostumbra a ser el área frontal proyectada del cuerpo, en un plano normal a la dirección del flujo. Para los cálculos de sustentación en cuerpos delgados, se puede tomar A como el área en planta, es decir, el área que se observa desde arriba en una dirección normal al cuerpo. Estos coeficientes pueden depender también, a parte de la geometría, del número de Reynolds y de la rugosidad de la superficie del sólido.

El *drag* que se debe directamente a los esfuerzos cortantes se conoce como arrastre de fricción, y el generado por los efectos de la presión, arrastre debido a presión o arrastre de forma. Los coeficientes y las fuerzas totales pueden encontrarse sumando los coeficientes y fuerzas de cada uno de los dos tipos de resistencia.

El arrastre causado por la fricción depende de la magnitud de los esfuerzos tangenciales en el cuerpo y de su orientación respecto la dirección del fluido. Este arrastre es función de la viscosidad del fluido. Consecuentemente, el arrastre debido a fricción puede ser despreciable en números de Reynolds altos, que implican una baja afectación de las fuerzas viscosas respecto a las de inercia. En estos casos, la resistencia se debe principalmente al arrastre de forma.

El arrastre debido a presión depende del área frontal del sólido y la diferencia entre presiones entre la zona delantera y posterior del cuerpo, por lo que domina para cuerpos romos y acostumbra a ser pequeño en superficies de sustentación. Este drag aumenta cuando la velocidad del flujo es demasiado alta para que el fluido mantenga su trayectoria en contacto con la superficie del cuerpo. Cuando el fluido no puede mantenerse “pegado” a la superficie, se separa y crea una región de baja presión en la parte posterior, por lo que se crea una gran diferencia de presiones entre la zona frontal y trasera del sólido. Este fenómeno, en el que el fluido se separa de la superficie del cuerpo cuando se encuentra a velocidades suficientemente altas, se conoce como separación de flujo. El punto de separación, sitio donde el flujo deja de mantenerse en contacto con la superficie, se encuentra en una ubicación que

depende de factores como el número de Reynolds, la rugosidad de la superficie y las fluctuaciones del flujo libre.

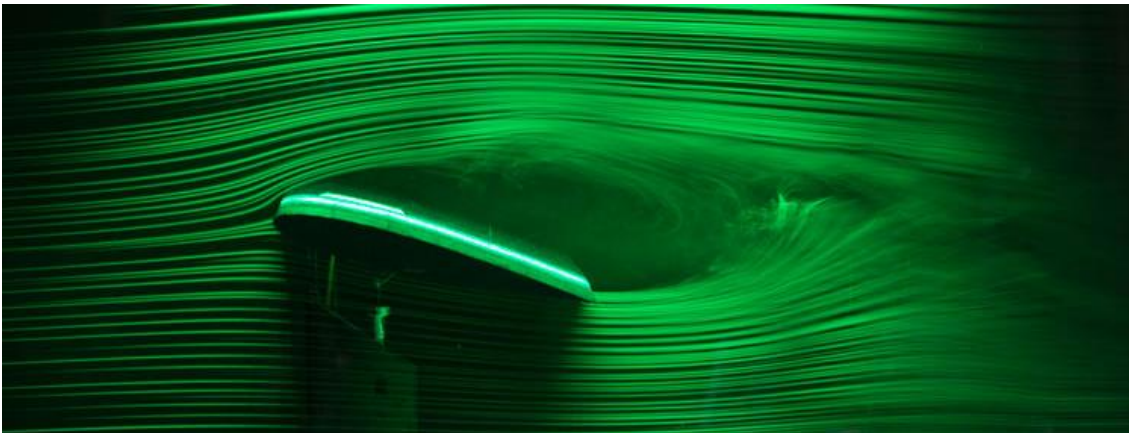


Figura 3.14. Experimentación en un túnel de viento con un perfil aerodinámico.

Se conoce como región separada la zona que aparece entre el cuerpo y el flujo de fluido cuando éste no puede mantenerse en contacto con la superficie. En esta región de baja presión ocurre la recirculación y el flujo de vuelta. A mayor región separada, mayores son las fuerzas de arrastre debidas a presión. Flujo atrás, la zona donde aún se sienten los efectos del cuerpo sobre la velocidad se conoce como estela. La región separada termina cuando ambas partes del flujo se reúnen. Esta región separada se encuentra, por tanto, en un volumen cerrado, mientras la estela crece en la zona posterior del fluido hasta que alcanza de nuevo su velocidad sin perturbar.

En el caso de cuerpos currentilíneos, como los perfiles aerodinámicos, la separación de flujo puede suceder con un aumento del ángulo de ataque suficientemente grande, que suele estar sobre los 14-16° para la mayoría de superficies de sustentación. A este suceso se lo conoce como entrar en pérdida, ya que se reduce la fuerza de lift de manera drástica y puede provocar en el caso de un avión la pérdida de su sustentación.

Una de las consecuencias importantes de la separación de flujo es la creación de vórtices, partes del fluido desprendidas creadas en la región de estelas. Un vórtice es una zona donde el fluido rota sobre él mismo, alrededor de un núcleo de presión baja. La generación periódica de estos elementos corriente abajo se conoce como desprendimiento de vórtice. Este fenómeno puede llevar a situaciones peligrosas en según qué circunstancias, ya que las vibraciones generadas por los vórtices en zonas cercanas al cuerpo pueden provocar resonancias peligrosas si se acercan a la frecuencia natural del cuerpo, como por ejemplo el ala de un avión.

Debido al alcance de nuestro proyecto, los efectos causados por los vórtices van a considerarse como despreciables en su afectación en las fuerzas de sustentación y arrastre, debido a su alta complejidad de estudio.

En el ámbito de la automoción, si no se toma en consideración el terreno sobre el movimiento del aire (es decir, el flujo de aire no se ve afectado por irregularidades o inclinaciones en el suelo), la forma

ideal para un automóvil es un cuerpo fusiforme tal que una lágrima. El coeficiente de arrastre de una geometría de este tipo es de 0,1 para flujos turbulentos. Sin embargo, los requisitos de tamaño y los componentes necesarios en un vehículo, como retrovisores o las propias ruedas, no permiten obtener esa forma.

Se ha tratado antes la sustentación como la componente de la fuerza (creada por los esfuerzos tangenciales viscosos y la presión) perpendicular a la dirección del flujo. El área que se utiliza para el coeficiente de sustentación es normalmente el área de la proyección en planta, que para una superficie de sustentación de envergadura b (la distancia que separa los extremos del ala de un avión) y cuerda d puede calcularse tal que:

$$A = b d$$

(Ec. 3.25)

Para los elementos destinados a generar sustentación, los efectos viscosos aportan esfuerzos a las fuerzas de sustentación prácticamente despreciables, ya que la geometría de estos cuerpos genera unas fuerzas de corte paralelas a las superficies de estos dispositivos, prácticamente perpendiculares a la dirección de sustentación, como puede verse en la figura siguiente.

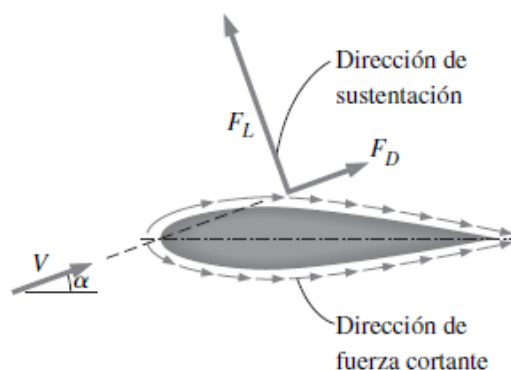


Figura 3.15. Dirección de los esfuerzos tangenciales.

La premisa a seguir para mejorar entonces la sustentación generada por un perfil aerodinámico es minimizar la presión promedio en la superficie superior mientras se maximiza en la zona inferior, obteniendo una mayor fuerza neta hacia arriba. Una herramienta útil para identificar regiones de alta o baja presión es basarse en la ecuación de Bernoulli, por la que se conoce que, a una altura prácticamente constante (ya que el espesor del perfil, que separa la cara superior e inferior, es relativamente pequeño), las zonas de alta velocidad son zonas con baja presión y viceversa.

Al ser despreciable la aportación de los efectos viscosos a la sustentación, el valor de esta fuerza puede encontrarse con la integración de la distribución de presiones alrededor de la superficie. Esta presión cambia en la dirección del flujo durante la superficie del sólido, pero permanece constante a través de la capa límite en una dirección normal a la superficie.

Debido a eso, parece que pueda ignorarse la capa límite y calcularse la distribución de presión alrededor de la superficie desde la teoría del flujo potencial (asumiendo vorticidad cero y flujo irrotacional), con tal de que las fuerzas viscosas obtenidas sean nulas para ese flujo. Puede comprobarse que es

Teniendo en cuenta estas características del flujo, en una superficie de sustentación simétrica con ángulo de ataque cero, debido a la geometría, es lógico esperar que la sustentación sea nula y los puntos de estancamiento se encuentren en los bordes de entrada y salida. Para superficies no simétricas con un ángulo de ataque pequeño, el punto de estancamiento delantero se mueve a la zona inferior del borde de entrada, mientras que el punto de estancamiento trasero se desplaza hacia la superficie superior del borde de salida. La separación del flujo es la causante de la pérdida de sustentación que se genera.

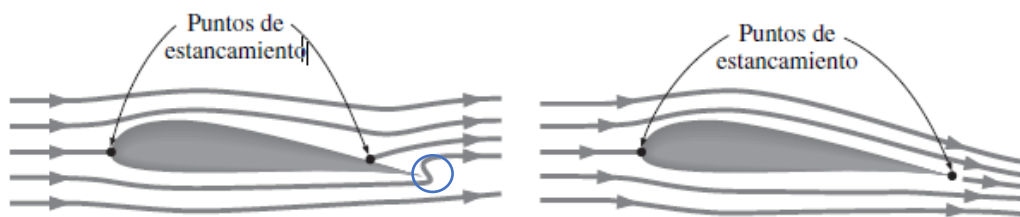


Figura 3.16. A la izquierda flujo irrotacional, a la derecha, flujo real en un perfil aerodinámico.

Como puede verse en el círculo azul de la Figura 3.16, el fluido debe realizar una trayectoria curva y seguir fluyendo alrededor del borde de salida, situación físicamente imposible, ya que el fenómeno observado es la separación del flujo. Consecuentemente, el fluido de la parte inferior se separa del borde de salida, y el fluido superior responde con un empuje del punto de estancamiento, que busca su desplazamiento hasta el borde de salida.

De esta manera las dos componentes del flujo se juntan en el borde de salida, produciendo un flujo hacia abajo paralelo a éste. La generación se produce entonces porque la velocidad en la superficie superior es mayor, y por lo tanto su presión inferior debido al efecto Bernoulli.

Se puede llegar entonces a la siguiente conclusión: el flujo comienza a salir como se plantea en la teoría, sin sustentación, pero la corriente inferior se separa en la zona del borde de salida cuando la velocidad aumenta hasta cierto valor. Esta separación fuerza a la corriente superior a cerrarse en el borde de salida, lo que recircula el aire en el sentido de las manecillas del reloj en la superficie de sustentación. Esta recirculación acaba creando un vórtice inicial corriente abajo, en el sentido opuesto, consiguiendo posteriormente un flujo aerodinámico suave en la superficie.

3.6. Elementos aerodinámicos

En el caso que concierne de mayor manera a este trabajo, la aerodinámica activa trata de incorporar sistemas autónomos que permitan mejorar las condiciones de resistencia y sustentación según las condiciones de conducción del vehículo. Lo que se busca es obtener la mayor sustentación negativa (conocida de manera habitual en la automoción de competición por el término anglosajón *downforce*) en situaciones donde la maniobrabilidad o la tracción sean prioritarias, como es el caso de las trayectorias curvas. En otras situaciones, como las trayectorias rectas a altas velocidades, la preferencia máxima es reducir el drag lo máximo posible, o realizar un aumento del arrastre en situaciones de grandes deceleraciones.

En los perfiles de sustentación, una manera clara de modificar las características de lift y drag es la modificación del ángulo de ataque. Esta es la premisa utilizada en el sistema aerodinámico activo para cambiar las fuerzas generadas en el tren posterior del vehículo, con tal de adaptarlo a sus necesidades dinámicas. De la misma manera que un avión se inclina para aumentar la sustentación (debido a que las alas se encuentran fijas en relación a su estructura), el alerón de un vehículo con el sistema estudiado puede modificar su ángulo relativo respecto a la dirección del aire con tal de aumentar o reducir las fuerzas aerodinámicas que éste genera.

Otra posibilidad utilizada en la aviación es el uso de flaps, elementos que se utilizan para modificar la forma de las alas en el despegue y aterrizaje para maximizar la sustentación y permitir realizar estas acciones a velocidades inferiores. En condiciones de crucero, estos flaps se retraen para volver a su forma original y minimizar el arrastre, reduciendo así el consumo de carburante del avión.

Un aspecto a considerar en las alas de los aviones o en elementos como los *spoilers* (alerón en inglés) son los efectos generados en sus extremos, debido al escape de fluido de la zona de alta presión hacia la de baja presión. Esta diferencia de presiones conduce al aire de los extremos hasta la zona de alta presión, generando un movimiento en espiral a lo largo del flujo llamado vórtice de extremo.



Figura 3.17. Vórtices de extremidad creados en las puntas de las alas de un avión.

Estos vórtices también se crean a lo largo de toda la envergadura del ala. Los vórtices distribuidos acaban reuniéndose en los extremos del ala después de separarse de los bordes de salida y se combinan con los vórtices de extremo, formando vórtices de salida a lo largo de trayectoria de las puntas de las alas. Estos vórtices, en el caso de grandes aviones, permanecen durante tiempos largos para distancias elevadas (por encima de los 10 kilómetros) hasta que finalmente desaparecen.

Los vórtices de extremo generan fuerzas sobre las puntas de las alas en todas direcciones. Se incluye también la dirección del drag, componente que se denomina arrastre inducido. De esta manera, el arrastre de un ala está compuesto por la resistencia aerodinámica de la superficie de sustentación y por el arrastre inducido, generado en su extremo.

Los efectos de las puntas pueden reducirse cuando se incorporan aletas o *winglets* en los extremos del ala. Estos elementos, perpendiculares a la superficie superior del ala, bloquean una parte del fluido que circula alrededor de las puntas de las alas, reduciendo la intensidad de los vórtices de extremo y, consecuentemente, el arrastre inducido.

En el caso de la automoción, sobre todo en el ámbito de la competición, se utilizan dispositivos denominados *endplates* para reducir el arrastre inducido. Estos elementos, constituidos habitualmente por una placa plana colocada en los extremos del alerón de manera perpendicular a su longitud, mantienen el aire de la zona superior (zona de alta presión, debido a la geometría del alerón, inversa a la del ala de un avión) con tal de no permitir su recirculación hacia la zona inferior del *spoiler* (región de baja presión).



Figura 3.18. Los *endplates* bloquean el escape de fluido y reducen la vorticidad en los extremos del alerón.

El estudio de perfiles aerodinámicos eficientes fue un gran tema investigación durante los años 30. Los perfiles alares se encuentran estandarizados por el *National Advisory Committee for Aeronautics* (NACA).

Algunos de los datos y características comunes en los perfiles aerodinámicos son los siguientes:

- Para ángulos de ataque nulos, el coeficiente de sustentación también es nulo en perfiles simétricos, pero distinto de cero para superficies de sustentación no simétricas con mayor curvatura en la zona inferior.
- El coeficiente de sustentación aumenta de manera casi lineal con el ángulo de ataque hasta un valor máximo, cerca de los 14 grados. Después, empieza a reducirse notablemente, debido al fenómeno de pérdida de sustentación. Esta pérdida, como se ha comentado anteriormente, se debe a la separación del flujo y la creación de una región de estela.
- El coeficiente de arrastre aumenta también con el ángulo de ataque, de manera exponencial como norma general.

3.7. Efecto de rugosidad de superficie

De manera habitual, se piensa que la rugosidad superficial aumenta el coeficiente de arrastre en el flujo turbulento. En el caso de los cuerpos currentilíneos, esto suele ocurrir de esta manera. Sin embargo, para cuerpos romos, como por ejemplo una esfera, un aumento de la rugosidad en la superficie puede provocar una reducción del coeficiente de arrastre. Esta reducción aparece cuando crece la capa límite en turbulencia para números de Reynolds más bajos, provocando que el fluido se separe más atrás del cuerpo y, consecuentemente, estrechando la estela y reduciendo el drag debido a presión. El coeficiente de resistencia se reduce significativamente en un cierto rango de números de Reynolds, el cual depende de la rugosidad relativa de cada una de las geometrías, tal como se ve en la Figura 3.19, donde se comparan los efectos de la rugosidad superficial en el coeficiente de arrastre de una esfera.

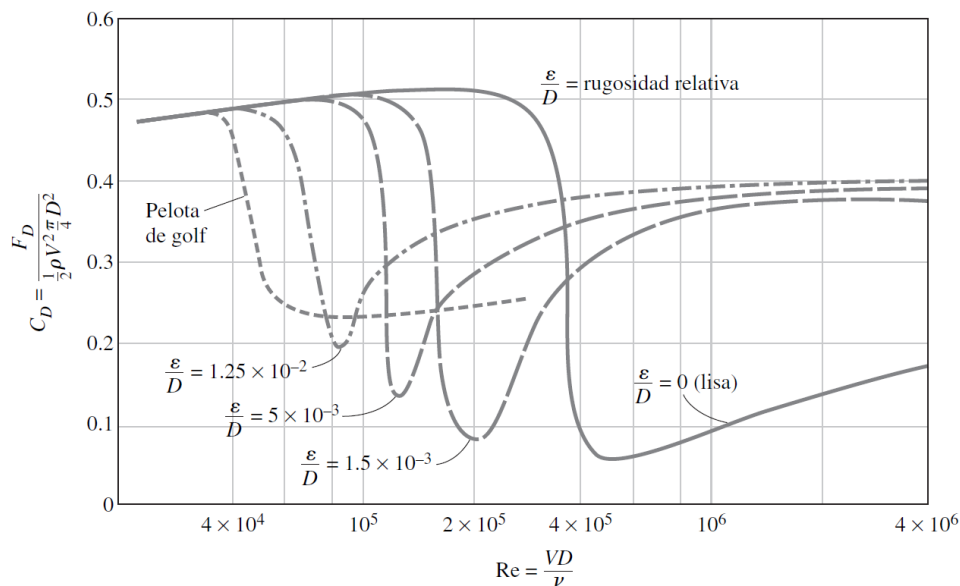


Figura 3.19. Efecto de la rugosidad relativa en el arrastre de una esfera.

Puede extraerse entonces que, puede obtenerse una reducción del coeficiente de arrastre gracias a la modificación de la rugosidad relativa de un cuerpo romo, pero debe tenerse en gran consideración el rango de operación del número de Reynolds. Las pelotas de golf, siguiendo estas premisas, se diseñan rugosas para inducir turbulencia a cierto Reynolds más bajo. De esta manera, su coeficiente de arrastre se reduce casi a la mitad, permitiendo realizar trayectos más largos. Sin embargo, una pelota de ping-pong realiza distancias cortas y nunca llegan a velocidades en el rango turbulento, por lo que se construyen completamente lisas.

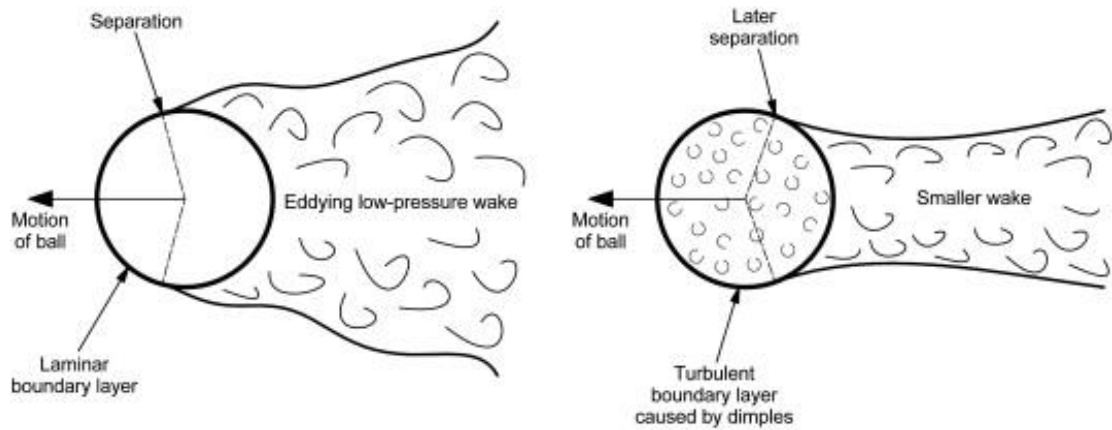


Figura 3.20. A la izquierda, pelota completamente lisa. A la derecha, pelota de golf con hoyuelos.

3.8. Análisis dimensional

En cualquier ámbito científico se encuentra el uso de dimensiones, medidas de una cantidad física (masa, longitud, tiempo, etc.), a las que se asignan unidades para cuantificarlas. Existen dimensiones primarias o fundamentales y otras dimensiones no primarias, siempre creadas por combinaciones de las siete dimensiones primarias.

El análisis dimensional es una técnica muy extendida en todas las disciplinas científicas, muy útil para la experimentación. Permite simplificar el estudio de fenómenos en el que hay muchas magnitudes físicas involucradas en forma de variables independientes. Consiste en cambiar los parámetros dimensionales de entrada de un problema físico por un conjunto de parámetros adimensionales más reducido.

La mayoría de experimentos en el ámbito científico se realizan con modelos, copias de un prototipo, realizadas a escala geométrica, con tal de reducir los costes materiales y los tiempos de fabricación y experimentación, en vez de utilizar un prototipo, de dimensiones reales.

El análisis dimensional permite obtener leyes de escalamiento para predecir el comportamiento del prototipo gracias a los datos obtenidos en la experimentación con el modelo. También da la oportunidad de generar parámetros adimensionales, que facilitan el diseño de experimentos y el tratamiento de los resultados experimentales.

Para tratar la técnica del análisis dimensional, la primera condición es la similitud geométrica, por lo que el modelo debe tener la misma forma que el prototipo. Esta forma puede escalarse de manera constante para obtener unas dimensiones mayores o menores, según lo deseado. Por otro lado, la segunda condición indispensable es la similitud cinemática, en la que cualquier punto en el flujo del modelo debe tener una velocidad proporcional (gracias a un factor de escala constante) a su punto análogo en el prototipo. Finalmente, la tercera condición es la de similitud dinámica. Puede obtenerse esta similitud cuando las fuerzas en el flujo del modelo se escalan con un factor constante a las fuerzas

correspondientes en el flujo del prototipo. Para garantizar la similitud completa, las tres condiciones deben cumplirse.



Figura 3.21. Estudio de un modelo de un automóvil en un túnel de viento.

Se utiliza la letra mayúscula Π para designar los parámetros adimensionales. Un parámetro adimensional dependiente (Π_1) suele ser función de otros parámetros adimensionales, llamados independientes, como por ejemplo los números de Mach, Nusselt, Prandtl, Reynolds, etc.

Para reducir un problema dimensional a otro adimensional y reducir los parámetros independientes, se siguen los siguientes pasos:

1. Contar el número de variables dimensionales (n)
2. Contar el número de unidades básicas (de tiempo, longitud, masa, etc.). Este número se designa como (m).
3. Determinar el número de parámetros adimensionales Π . Este número se encuentra realizando la diferencia $n-m$, de acuerdo con el Teorema Pi de Buckingham, que establece que dada una relación física expresable a través de una ecuación con n magnitudes y expresadas en términos de m cantidades, esta ecuación puede escribirse de manera equivalente con una serie $n-m$ de números adimensionales contruidos con las variables iniciales.
4. Hacer que cada número Π dependa de $n-m$ variables fijas y de una de las variables restantes. La opción más recomendable es utilizar como variables fijas una del fluido, otra geométrica y otra cinemática, obteniendo así parámetros adimensionales que contengan todos los datos del problema.
5. Cada parámetro adimensional Π se escribe como producto de las variables que lo determinan, elevadas a una potencia desconocida, que debe hallarse de manera que se cancelen todas las dimensiones implicadas, cumpliendo así la adimensionalidad del parámetro.
6. El número Π que contenga la variable de interés se escribe como función del resto de parámetros adimensionales encontrados.

Todos los parámetros adimensionales deben igualarse tanto en el modelo a escala como en el prototipo a tamaño real. De esta manera, pueden relacionarse valores realmente importantes en el estudio aerodinámico, comentados anteriormente en sus apartados correspondientes, tales como:

- Coeficientes aerodinámicos (de resistencia o sustentación)

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2}\rho c^2 A} \left(\frac{\text{Fuerza de sustentación}}{\text{Fuerza de presión dinámica}} \right)$$

(Ec. 3.26)

- Numero de Reynolds

$$Re = \frac{\rho c D}{\mu} \left(\frac{\text{Fuerzas inerciales}}{\text{Fuerzas viscosas}} \right)$$

(Ec. 3.27)

- Numero de Mach

$$Ma = \frac{c}{a} \left(\frac{\text{Velocidad de flujo}}{\text{Velocidad del sonido}} \right)$$

(Ec. 3.28)

El análisis dimensional y el uso de parámetros adimensionales en el estudio aerodinámico permiten realizar un análisis de un modelo a escala, aplicando las leyes de semejanza y cumpliendo los criterios de similitud, para obtener unos valores de los coeficientes aerodinámicos que permitan predecir el comportamiento del prototipo sin la necesidad de realizar la experimentación con un modelo de grandes dimensiones, aplicando un factor de escala reducido, facilitando el estudio y reduciendo los costes de éste.

Para experimentación en un túnel de viento, el primer paso a realizar es la creación de un modelo geoméricamente similar al prototipo. En el caso de un perfil aerodinámico, puede realizarse una sección de éste para estudiar su comportamiento.

Posteriormente, hay que igualar los números de Reynolds del flujo de aire real y el que se puede conseguir con el túnel de viento.:

$$Re_m = \frac{\rho_m L_m c_m}{\mu_m} = Re_p = \frac{\rho_p L_p c_p}{\mu_p}$$

(Ec. 3.29)

Teniendo en cuenta que la experimentación se realiza en el mismo fluido que el aire que fluye alrededor del prototipo, con las mismas condiciones de temperatura y presión, puede igualarse la densidad del aire y la viscosidad dinámica en ambos cálculos del número de Reynolds. Las longitudes características se calcularán según las dimensiones del prototipo y del modelo. De esta manera, conociendo la velocidad de trabajo del prototipo, puede encontrarse la velocidad que debe realizarse la experimentación del modelo a escala.

Pueden encontrarse situaciones en las que las velocidades calculadas para la experimentación sean excesivamente grandes como para obtener en el equipo de laboratorio. Puede existir también la posibilidad de que el flujo a obtener tenga un valor de $Ma > 0.3$, por lo que la compresibilidad del flujo no permitiría obtener la similitud deseada.

Para evitar este problema, la opción escogida será realizar la experimentación con el túnel de viento hasta su velocidad máxima (aunque, manteniendo las condiciones de similitud, se traten de velocidades bajas en el caso del prototipo real), con tal de corroborar los datos obtenidos mediante simulación computacional. Las características detalladas se explicarán posteriormente en el desarrollo de la experimentación en el túnel de viento.

4. Selección y diseño del perfil aerodinámico

Como se ha mencionado anteriormente, el principal objetivo de un alerón en un automóvil es el de maximizar la generación de fuerza de sustentación negativa a expensas de crear la mínima fuerza de resistencia posible. Es de vital importancia, por ello, seleccionar una geometría general para el elemento aerodinámico la cual nos permita conseguir ambos aspectos en un amplio rango operativo de ángulos de ataque respecto al aire incidente, así pudiendo cubrir las distintas solicitudes a las que se verá sujeto el elemento estudiado.

Estos objetivos, o unos muy similares, son compartidos con el diseño de elementos aerodinámicos para vehículos de aviación, concretamente en la geometría de las alas y alerones; la principal diferencia entre ambas situaciones es la dirección deseada de la fuerza de sustentación generada, siendo descendente en el caso de la automoción y ascendente en el caso de la aviación.

En este último sector, a diferencia de la automoción, se han llevado a cabo grandes estudios sobre el comportamiento de las distintas geometrías de perfil aerodinámico y se han caracterizado sus aspectos más relevantes en un amplio rango operativo. Estos resultados, al ser fruto de estudios realizados mayoritariamente por organizaciones gubernamentales, son de libre acceso y, además, se ven respaldados por una gran comunidad que los ha ido ampliando a base de aumentar el número de perfiles estudiados, así como desarrollando herramientas computacionales para su simulación.

Por todo ello se ha decidido servirse de estos recursos para una primera selección de geometría para el perfil del elemento aerodinámico, utilizando los datos albergados en airfoiltools.com en cuanto a geometrías catalogadas y sus respectivas caracterizaciones. Cabe destacar que esta plataforma dispone de más de 1600 perfiles con sus correspondientes estudios, los cuales han sido llevados a cabo a través de la herramienta XFOIL; este software utiliza el método de paneles para modelizar el comportamiento de la capa límite de fluido y poder predecir así su separación. Para asegurar la correlación entre los datos simulados por XFOIL (y por tanto los datos sobre los que se basarán las siguientes decisiones) y la realidad se ha decidido hacer una comparativa de los resultados de dicho software y los resultados experimentales publicados por el Comité Consejero Nacional para la Aeronáutica, más conocido por sus siglas en inglés NACA, precursora de la actual agencia espacial estadounidense NASA.

Esta comparación se ha llevado a cabo sobre un perfil estándar (NACA-2412) de cuerda unitaria, para dos de los valores de Reynolds de los datos disponibles y con los valores de Mach asociados a las condiciones de experimentación, estudiándose el comportamiento del coeficiente de sustentación. Todos estos datos se han simulado en el software XFLR5, que proporciona una interfaz gráfica para el motor XFOIL y muestra directamente las gráficas de interés. Los resultados obtenidos para las simulaciones llevadas a cabo se muestran en la Figura 4.1, junto con los datos experimentales obtenidos de la NACA.

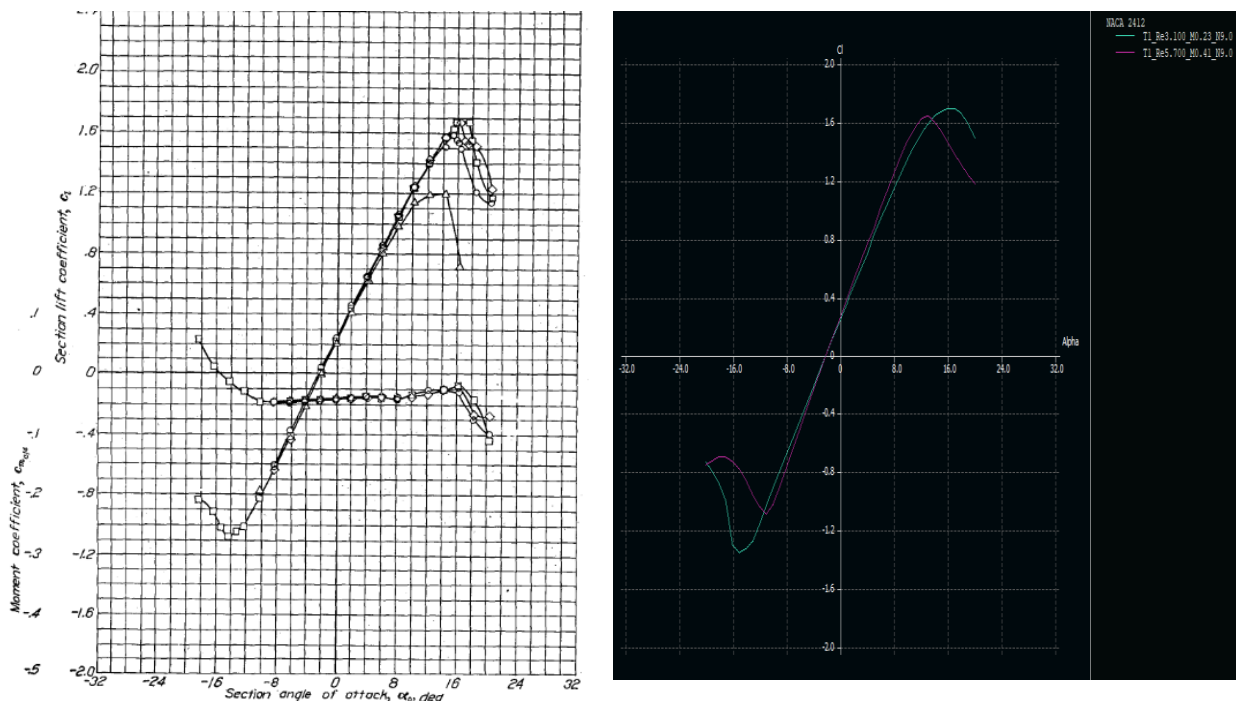


Figura 4.1. Comparación entre los datos experimentales y la simulación en XFOIL.

Aún y la poca precisión que ofrecen las gráficas de los datos experimentales, se puede apreciar que el comportamiento en la zona útil (entendiéndose esta como la zona antes de llegar a pérdida) es prácticamente el mismo en ambos casos, dando unos resultados numéricos en un rango muy ajustado. Este valor de precisión de los resultados de XFOIL es más que suficiente para la comparación del desempeño de los distintos perfiles albergados en la base de datos consultada, así como para la selección de un perfil base sobre el que trabajar posteriormente con métodos de estudio más avanzados.

Como primer criterio para aplicar a la inmensa cantidad de geometrías catalogadas se ha escogido la relación entre el coeficiente de sustentación (*lift coefficient*, C_L) y el coeficiente de resistencia (*drag coefficient*, C_D) para un número de Reynolds de aproximadamente 500000. Esta decisión está basada en los objetivos mencionados en el primer párrafo de este mismo apartado, maximizar la sustentación con una mínima resistencia, así como una aproximación rudimentaria del número de Reynolds derivado de una situación estándar para el sistema estudiado: aire incidente a 30 metros por segundo sobre un perfil de 250 milímetros de longitud de cuerda, en unas condiciones atmosféricas de 25 grados centígrados.

$$Re = \frac{\rho c L}{\mu} = \frac{1,225 \cdot 30 \cdot 0,25}{1,79 \cdot 10^{-5}} = 5,1 \cdot 10^5$$

(Ec. 4.1)

Aplicando los criterios mencionados a las geometrías catalogadas en airfoiltools.com se han seleccionado los siguientes perfiles candidatos, ordenados por similitud: GOE462, GOE464, AH7-47-6, EPPLER E58, EPPLER E61, EPPLER E63 y EPPLER E71. Los datos más relevantes de estos elementos en el Reynolds escogido se listan en la Tabla 4.1:

	<i>Cl/Cd máx. @ (º)</i>	<i>Cl máx @ (º)</i>	<i>Cd mín.@ (º)</i>	<i>Grosor máx. (%*) @ (%*)</i> <i>(%* - respecto cuerda)</i>
GOE462	176 @ 7	1,86 @ 8	0,010 @ 4,5	11 @ 9,9
GOE464	165 @ 2	1,88 @ 14	0,006 @ 2	7,7 @ 7,4
AH7-47-6	148 @ 2,5	1,66 @ 12	0,003 @ 1,5	5,9 @ 20
E58	175 @ 3	1,57 @ 8,3	0,007 @ 3	5,6 @ 21
E61	170 @ 2,5	1,59 @ 9	0,003 @ 1	5,7 @ 24
E63	175 @ 2,5	1,50 @ 7,8	0,006 @ 2,2	4,3 @ 23
E71	162 @ 2,3	1,34 @ 7,6	0,006 @ 1,8	5,2 @ 26

Tabla 4.1. Tabla comparativa entre los perfiles seleccionados.

Para poder comparar las diferentes opciones de manera más eficaz se mostrará la evolución del coeficiente de sustentación, el coeficiente de resistencia y la relación entre ambos en función del ángulo de ataque de los distintos elementos, además de la evolución de un coeficiente respecto el otro. Las Figura 4.2 hasta Figura 4.8 contemplan diferentes números de Reynolds, siendo de más pequeño a más grande:

- Azul – Reynolds = 50000
- Naranja – Reynolds = 100000
- Verde – Reynolds = 200000
- Lila – Reynolds = 500000
- Amarillo – Reynolds = 1000000

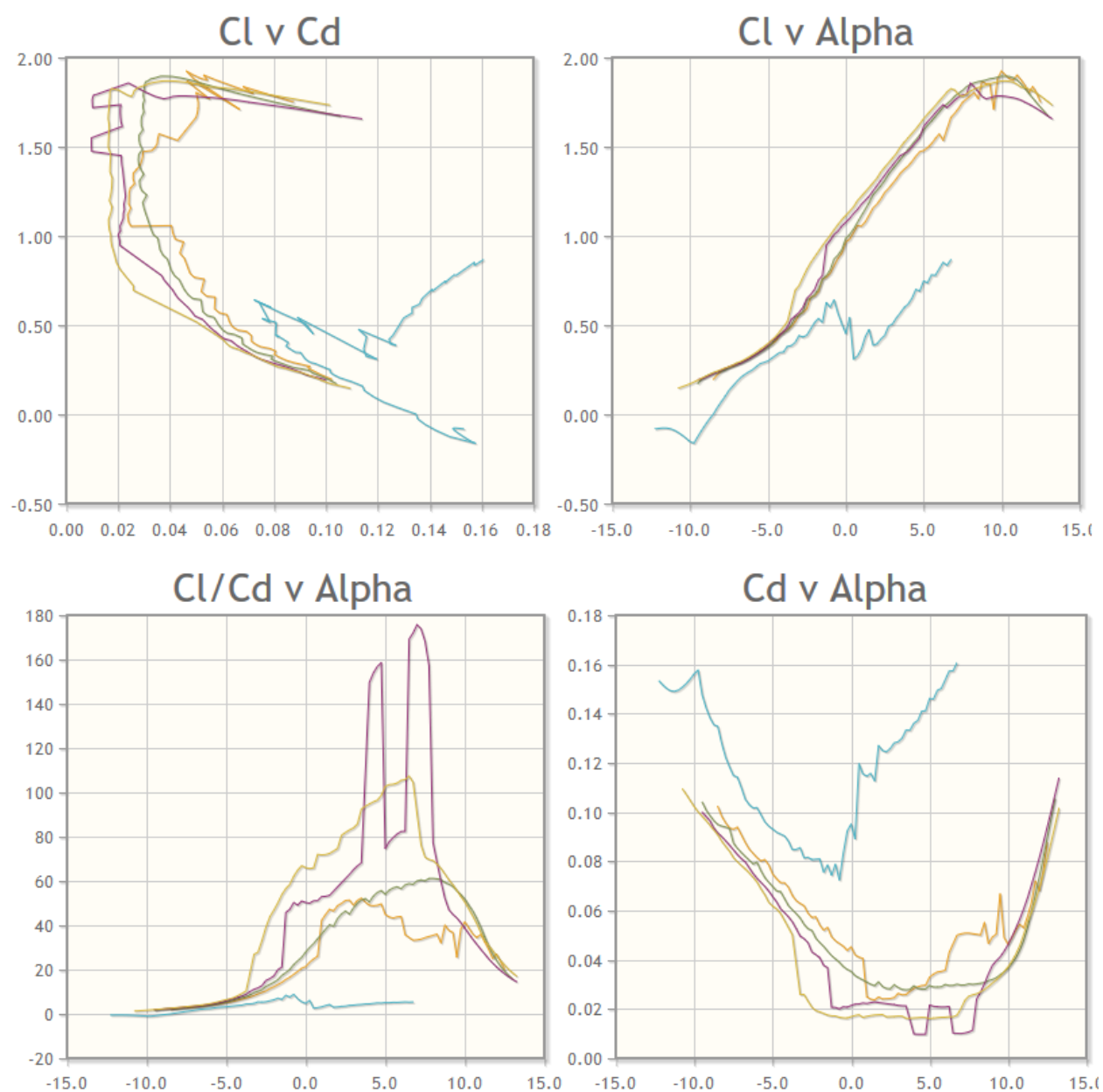


Figura 4.2. Comportamiento del perfil GOE462.

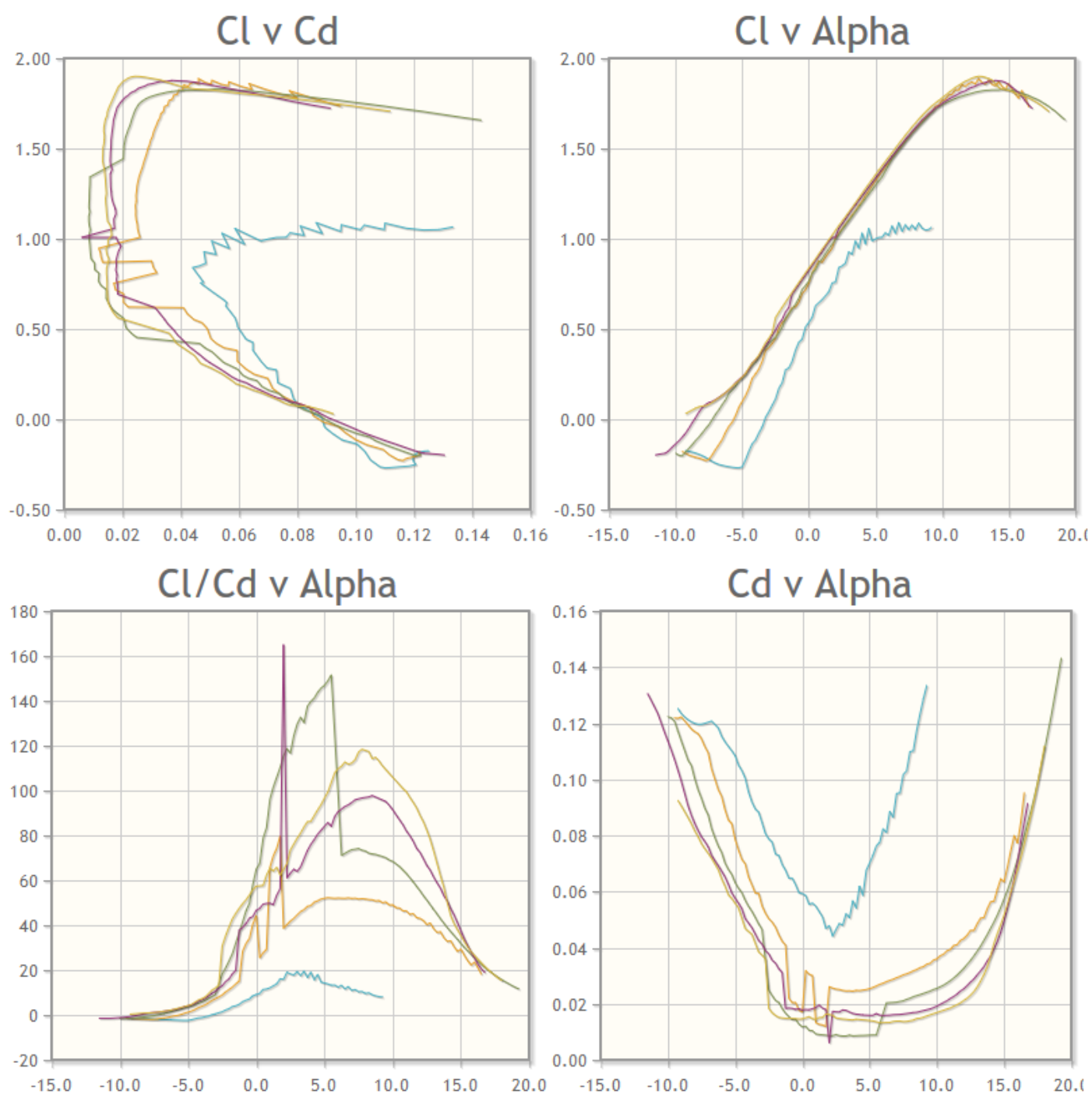


Figura 4.3. Comportamiento del perfil GOE464.

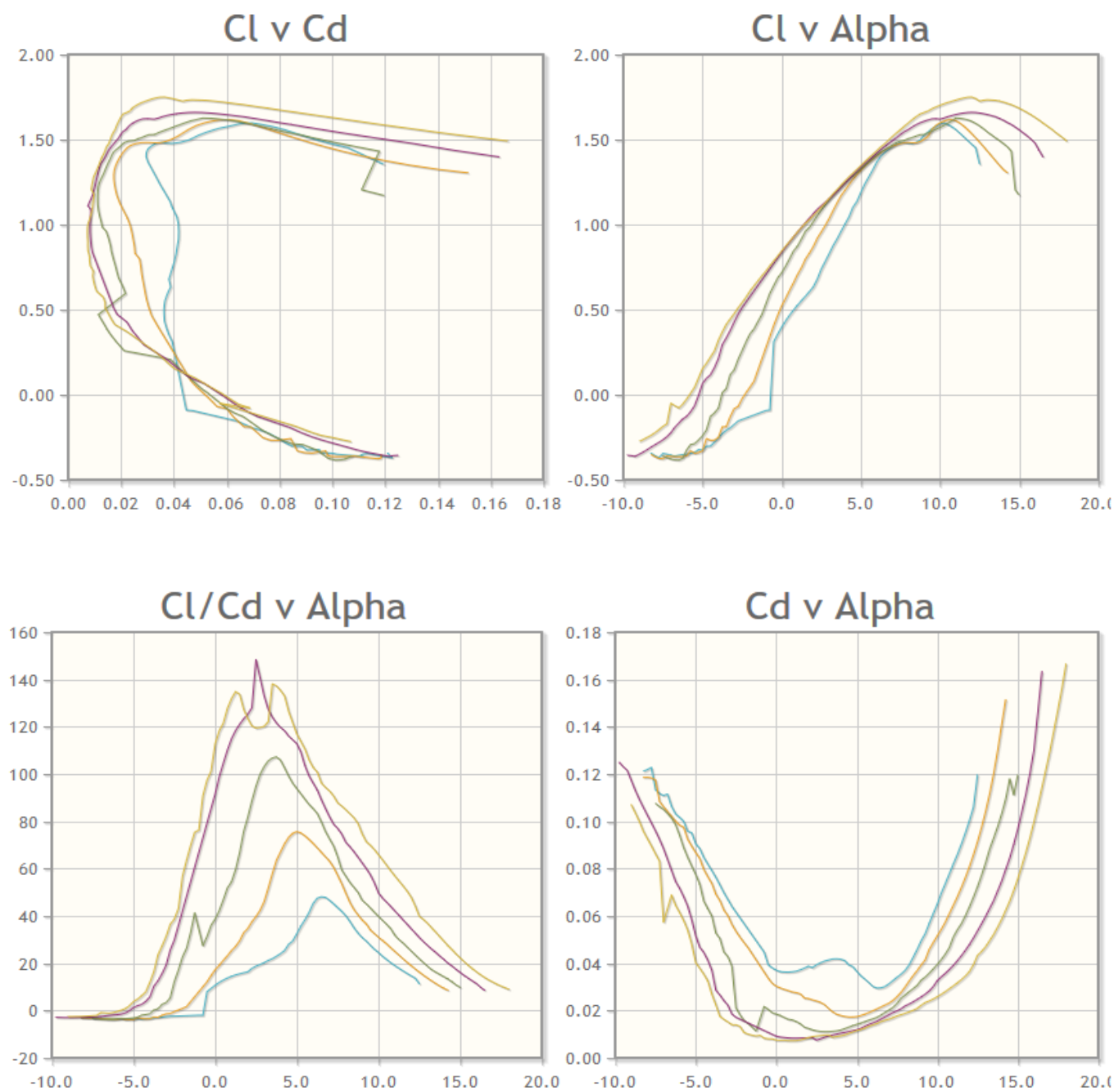


Figura 4.4. Comportamiento del perfil AH7-47-6.

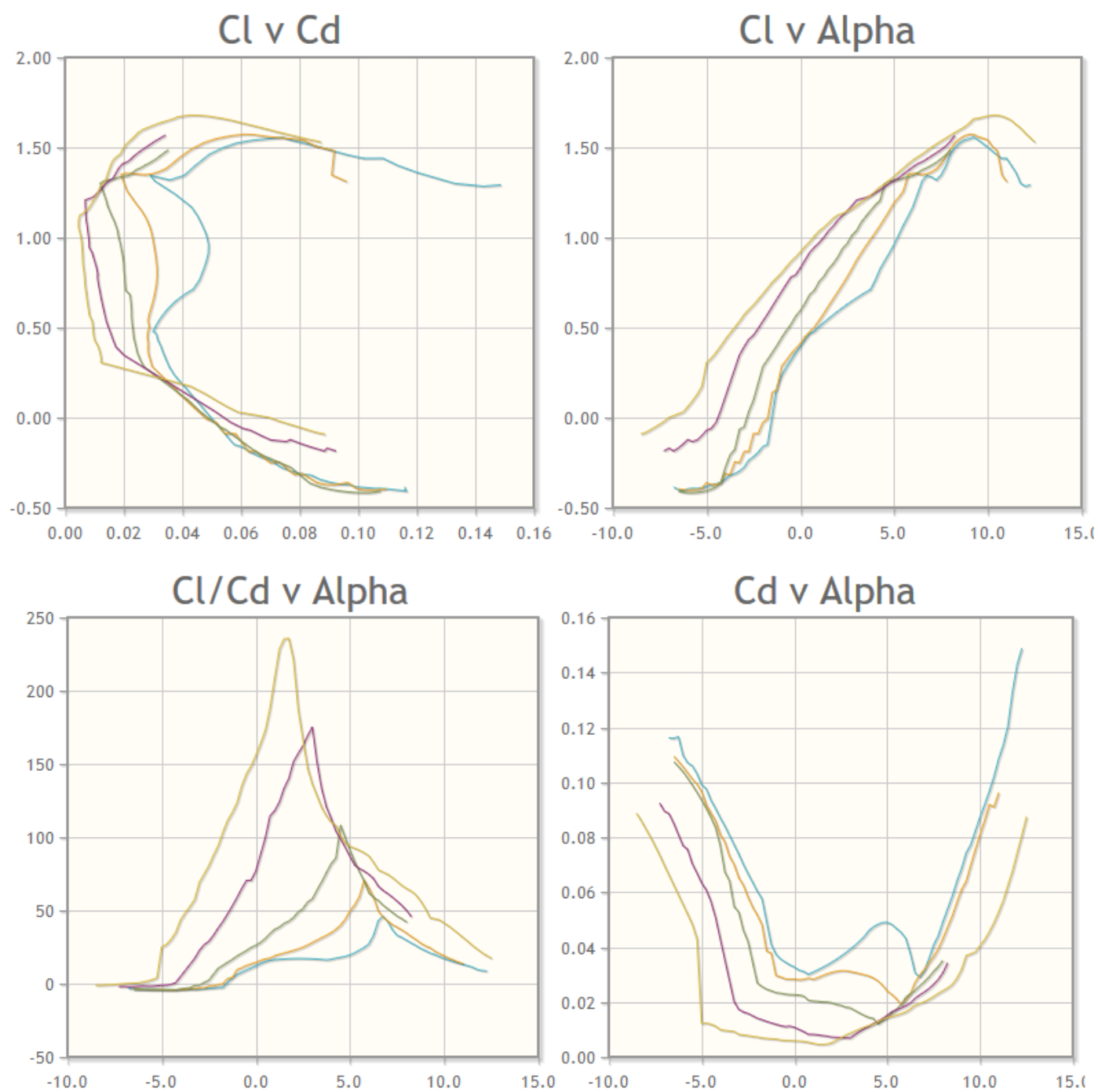


Figura 4.5. Comportamiento del perfil E58.

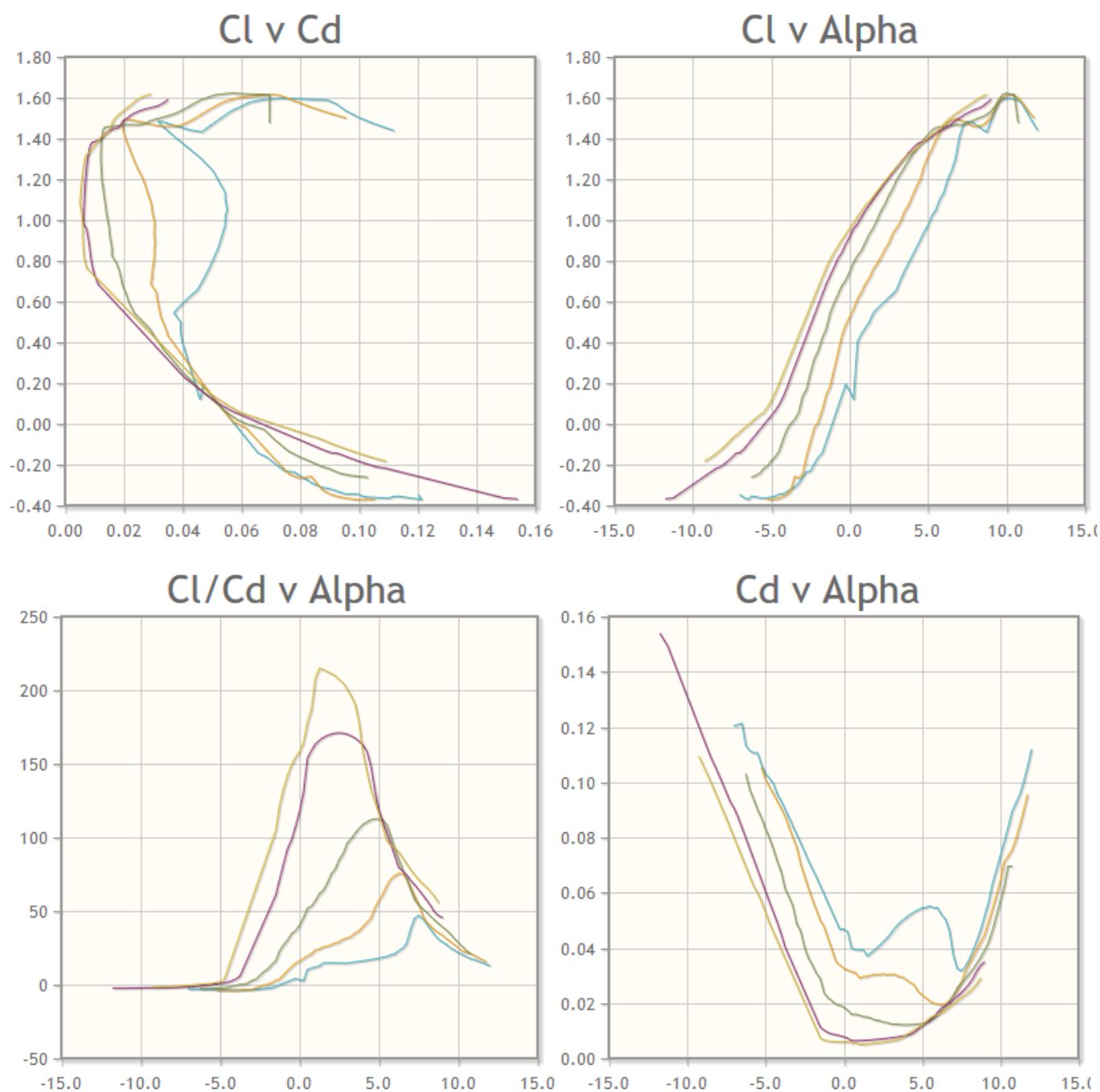


Figura 4.6. Comportamiento del perfil E61.

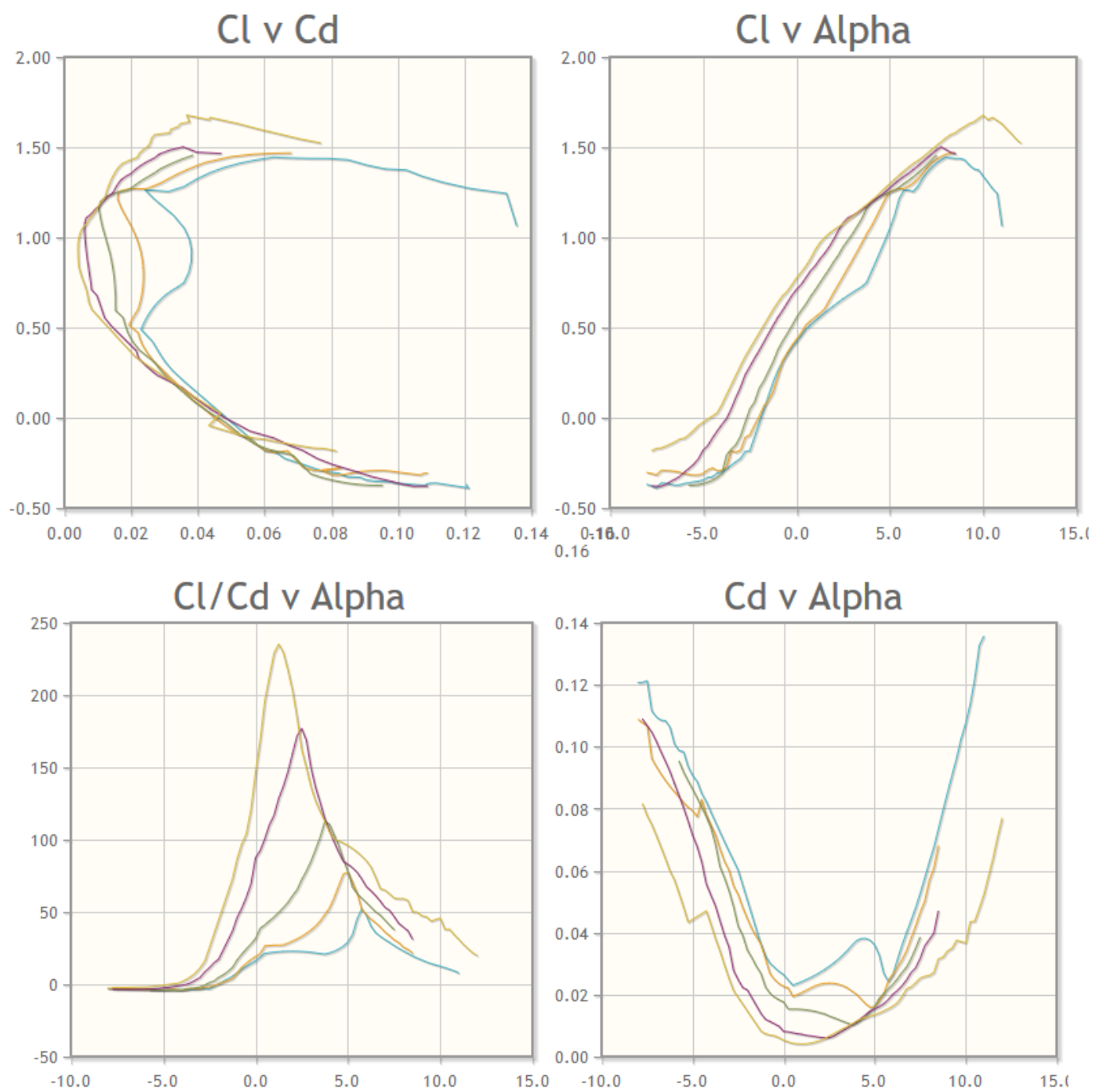


Figura 4.7. Comportamiento del perfil E63.

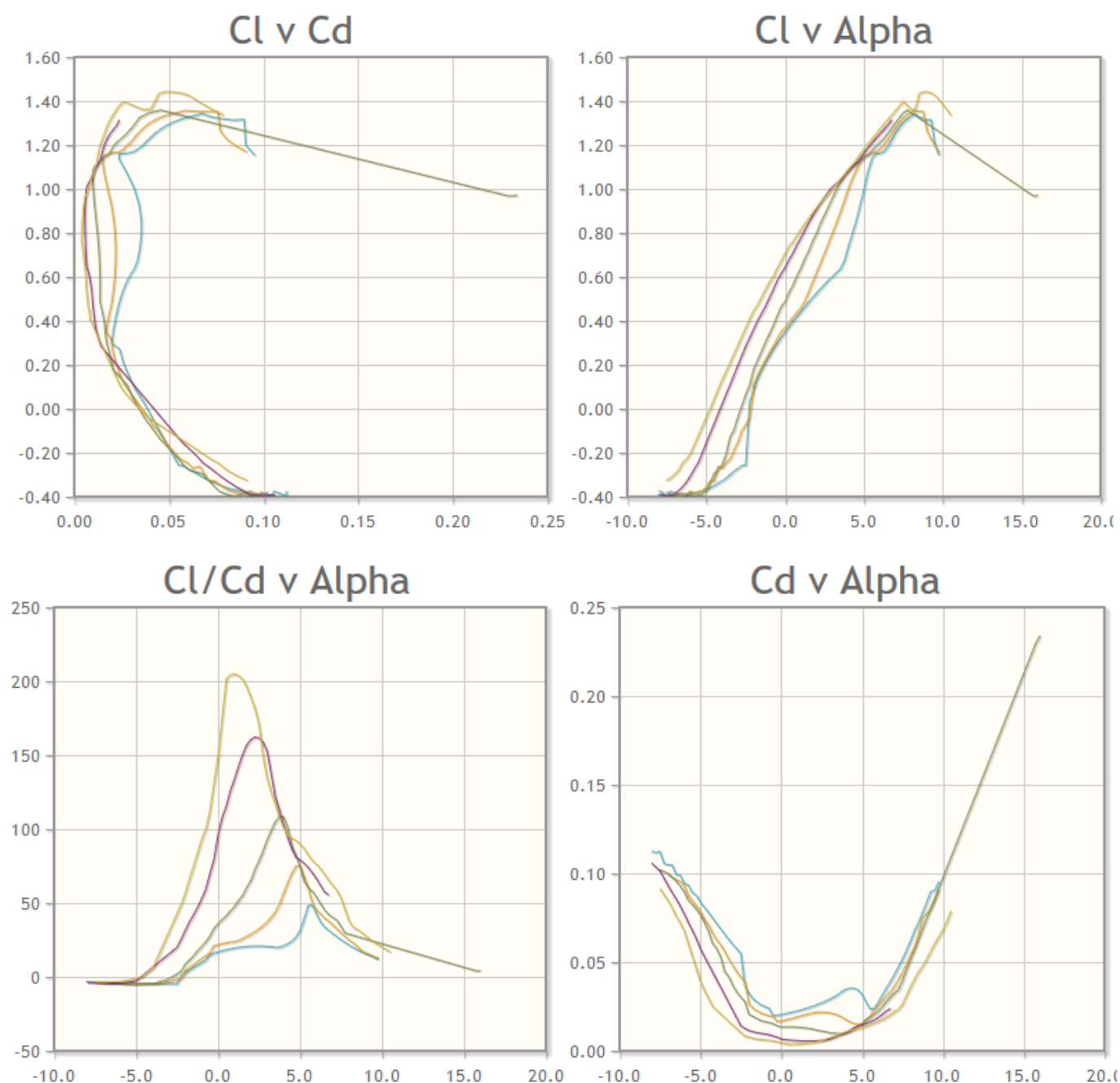


Figura 4.8. Comportamiento del perfil E71.

Como se puede observar en las Figura 4.2 hasta Figura 4.8, ambos perfiles de la familia GOE, GOE462 y GOE464, tienen un comportamiento similar en cuanto a la evolución del coeficiente de resistencia para ángulos de ataque menores a diez grados: se aprecia claramente un perfil irregular, con caídas muy puntuales de resistencia para posiciones concretas, sucediendo la más importante en el perfil GOE464 alrededor de un ángulo de ataque de 2 grados y en el perfil GOE462 sobre los 4,5 y 7 grados. Estas irregularidades quedan manifiestas en las gráficas que muestran la relación entre ambos coeficientes, sustentación y resistencia, mostrándose crecimientos muy localizados que llegan a doblar

el valor en su comportamiento nominal. Si no se tienen en cuenta estas anomalías, el desempeño de esta familia de perfiles no destaca en ningún aspecto y queda relegado respecto los demás candidatos, por lo que se ha decidido prescindir de ambas geometrías en posteriores selecciones.

Para escoger entre los perfiles restantes se revisarán más a fondo los objetivos y el funcionamiento del sistema, lo que ayudará a decretar unos criterios sobre los que regirse: por un lado, se busca un perfil que sea capaz de generar la máxima fuerza de sustentación sin comprometer la resistencia inducida; a parte de esta relación, el valor absoluto de sustentación generado debe de ser alto; en cuanto a polivalencia, el sistema se debe de comportar de manera homogénea y continua en ángulos dentro del intervalo 0-12°, a priori un rango operativo amplio; estructuralmente, el perfil debe de ser capaz de ser montado en un sistema real, es decir, tener un grosor suficiente para albergar elementos mecánicos tales como uniones y ejes, todo ello sin poner en riesgo la integridad del propio perfil. Todos los anteriores criterios, excepto el último, no son directamente modificables, sino que son propiedades intrínsecas de la geometría y consecuencia de esta. Es por ello que el último criterio, la integridad estructural, se aplicará solo en caso de no haber llegado a una decisión final teniendo en cuenta los demás. En la Tabla 4.2 se puede observar una comparación y selección de las mejores características de cada perfil para los anteriores criterios.

	<i>Cl/Cd máx. @ (°)</i>	<i>Cl máx. @ (°)</i>	<i>Cd mín. @ (°)</i>	<i>Grosor máx. (%*) @ (%*)</i> <i>(%* - respecto cuerda)</i>
AH7-47-6	148 @ 2.5	1.66 @ 12	0.003 @ 1.5	5.9 @ 20
E58	175 @ 3	1.57 @ 8.3	0.007 @ 3	5.6 @ 21
E61	170 @ 2.5	1.59 @ 9	0.003 @ 1	5.7 @ 24
E63	175 @ 2.5	1.50 @ 7.8	0.006 @ 2.2	4.3 @ 23
E71	162 @ 2.3	1.34 @ 7.6	0.006 @ 1.8	5.2 @ 26

Tabla 4.2. Tabla comparativa, con las características ordenadas de mayor a menor importancia.

Como se puede apreciar, si se utiliza como base el primer criterio, la relación entre coeficientes de sustentación y resistencia, los perfiles que mejor desempeño ofrecen en este aspecto son el E63 y el E58, seguidos del E61. Se puede descartar aplicando este mismo criterio el perfil AH7-47-6, que ofrece un rendimiento considerablemente inferior a los demás perfiles.

En cuanto a valor máximo de coeficiente de sustentación, los perfiles E61, E58 y E63 se sitúan en valores similares (ordenados de mayor a menor), quedando rezagado en este sentido el perfil E71 con un coeficiente bastamente inferior a los demás.

En cuanto a continuidad y homogeneidad todos los perfiles son similares, habiendo sido ya descartada la familia GOE que no presentaba esa característica, por lo que la decisión final se debe tomar entre el perfil E63 y E58, los cuales tienen unas curvas características muy similares. También presentan una elevada similitud en cuanto a grosor máximo y posición de este respecto el borde de ataque, siendo algo más grueso el E58 pero sin llegar ninguno de los dos a un valor aceptable, por lo que el último

criterio estructural no es concluyente: ambos perfiles, de ser seleccionados, deberán ser escalados para obtener un mayor grosor.

Finalmente, y ante la necesidad de elegir un perfil entre los dos candidatos restantes, E63 y E58, se ha optado por el primero de ellos, siendo la razón en la que radica esta decisión el menor coeficiente de resistencia que presenta este perfil en ángulos bajos (un rango aproximado de 0 a 5 grados), factor que será importante cuando se requiera que el conjunto aerodinámico afecte en la menor medida al desempeño del vehículo (por ejemplo, en una aceleración positiva pronunciada). Por lo tanto, previamente a la modificación del espesor comentada anteriormente, el perfil escogido es el siguiente:

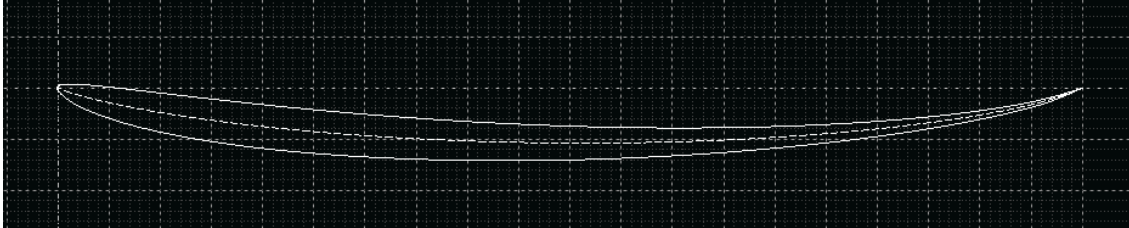


Figura 4.9. Geometría original del E63, normalizada.

Por razones estructurales y dada la esbeltez de la geometría seleccionada se ha decidido aplicar un factor proporcional al grosor del perfil E63 original, ayudando de esta manera a asegurar la integridad estructural tanto en la implementación real en un vehículo como en la mencionada maqueta didáctica a escala que se pretende construir. Para conseguir esto se ha autoimpuesto un margen inferior en cuanto a grosor máximo se refiere, no aceptando por lo tanto grosores máximos por debajo de 8% respecto la longitud de cuerda. Dado que el grosor máximo original del perfil aerodinámico E63 es del 4,3% se ha optado por aplicar un factor de proporción de 2, doblando de esta manera el espesor hasta un 8,6%. Adicionalmente a esta medida y motivada por la imposibilidad de fabricar una arista de radio tan reducido como la que conforma el borde de salida se ha aplicado un redondeo a este vértice del 0,85% respecto la cuerda.

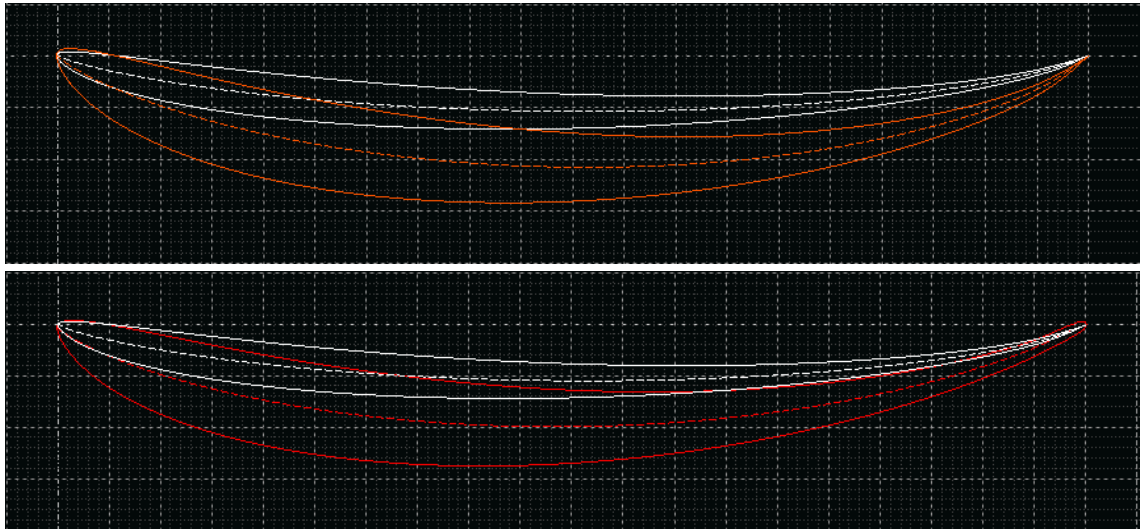


Figura 4.10. Comparación de perfil original (blanco) y modificado (rojo), abajo con redondeo aplicado.

Resulta evidente que tanto la modificación del grosor del perfil aerodinámico como el redondeo del borde de salida de este modifican de manera relevante la interacción fluidodinámica, por lo que se realizarán extensivos cálculos y simulaciones computacionales con el perfil aerodinámico final a razón de obtener unos resultados válidos para su posterior implementación en el sistema de aerodinámica activa objeto de estudio.

5. Fabricación del modelo

Con tal de realizar diversas pruebas de comportamiento aerodinámico en el túnel de viento de la facultad se ha decidido obtener una geometría con el perfil alar seleccionado a escala 2:5 en cuanto a la longitud de cuerda, mientras que se mantendrá una envergadura de entre 90 y 110 mm.

Dicho modelo se realizará mediante la técnica de fabricación por adición (impresión 3D), la cual se explica a continuación. Adicionalmente, para la sujeción de este modelo al dinamómetro incorporado en el túnel de viento, se ha requerido de la fabricación de unas barras metálicas de soporte. Ambos procesos de obtención se han llevado a cabo en las instalaciones de la facultad, tal y como se explicará a continuación.

5.1. Impresión 3D

5.1.1. Introducción a la fabricación por adición

El uso de los métodos de fabricación por adición, surgidos en la década de los 80, ha sufrido un importante crecimiento en los últimos años, tanto en el sector industrial como en el ámbito doméstico. Sus posibilidades respecto a la fabricación convencional la hacen de increíble utilidad en el diseño de nuevas piezas gracias a todas las ventajas que aporta: flexibilidad, coste, versatilidad, etc.

En la industria de la automoción, estas tecnologías se han implantado rápidamente en un sector tan competitivo, y su uso sigue creciendo continuamente con la aparición de nuevas tecnologías de fabricación aditiva. En el caso de nuestro proyecto, el prototipado y la construcción de las piezas finales se ha realizado mediante la impresión en 3D. A continuación, se introduce el funcionamiento de estos métodos y sus características principales. Posteriormente, se hablará del *software* utilizado para la realización de estas impresiones y, finalmente, de la impresora u otros métodos utilizados para la obtención de nuestras piezas finales.

5.1.2. Características del proceso

La fabricación por adición, llamada comúnmente impresión 3D (en referencia a su análoga en papel), es un conjunto de procesos de fabricación basados en la obtención de un producto a partir de la agregación progresiva de material, habitualmente capa a capa, la geometría del cual se basa en un modelo informático, realizado previamente. Los métodos de construcción convencionales se habían basado hasta la fecha en la sustracción de material, por lo que este cambio de concepto abre un sinfín de nuevas posibilidades, como la elaboración de geometrías complejas o la hibridación de materiales. La eficiencia del proceso se ve mejorada, y por ende su coste, ya que el material desaprovechado se

reduce de manera drástica. Estas características intrínsecas de la impresión 3D la hace especialmente válida para producciones cortas de piezas y, sobre todo, para prototipos.

Existen diversos métodos y procesos de fabricación aditiva, tal y como se ha comentado anteriormente. Para la realización de este proyecto, se han creado piezas utilizando dos de ellos, los cuales se analizan a continuación.

- Extrusión de material (*material extrusion*): es el método más conocido actualmente, al ser utilizado en modelos de ámbito doméstico. El polímero fundido se extruye a través de la boquilla del cabezal, creando la geometría directamente.

En el interior de esta categoría principal se encuentran diversos subtipos de este método de impresión. El utilizado en este proyecto se conoce como FDM (*Fused Deposition Modeling*) o FFF (*Fused Filament Fabrication*). Éste primero se trata de una marca registrada de la compañía Stratasys Inc., por lo que se utilizará el término FFF para hablar del método de impresión 3D seleccionado.

Su funcionamiento es el siguiente: el modelado comienza con un proceso de software, partiendo de un fichero estereolitográfico (de tipo .stl). Este fichero se orienta para ser impreso, se divide en capas y se calculan las trayectorias de la boquilla para realizar la deposición de material, capa a capa. Si se requieren, se pueden generar soportes estructurales, para permitir la correcta impresión de la pieza, los cuales se retiran al finalizar el proceso.

El termoplástico ya fundido se deposita a través de la boquilla en capas del grosor especificado (un espesor de capa más fino implica un mejor acabado en la pieza final). La impresión por extrusión de material trabaja de manera habitual con ABS (Acrilonitrilo butadieno estireno) o Políácido láctico (PLA), aunque existen otros materiales como los policarbonatos, ceras, etc.

Tanto el PLA como el ABS son materiales usados principalmente en aplicaciones cotidianas, debido a su precio y temperatura de fusión relativamente bajas, pero sus propiedades mecánicas no los hacen adecuados para entornos exigentes. Otros materiales, como el nylon, son duros y resistentes pero su punto de fusión es mucho mayor y necesitan de instalaciones con mayor complejidad para su adherencia completa.

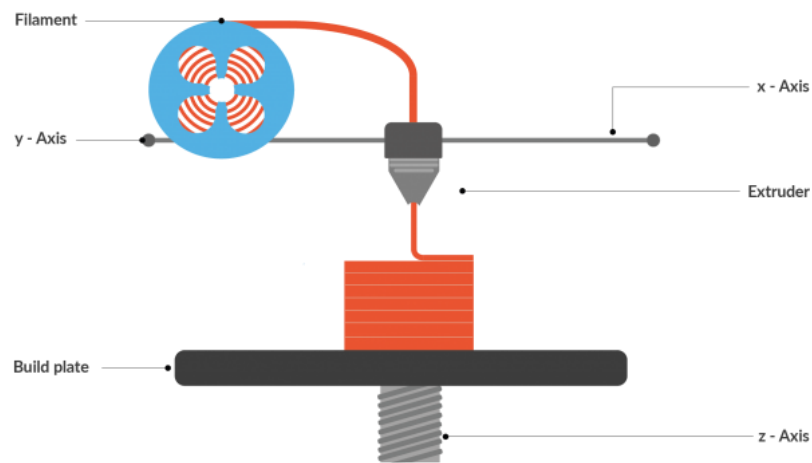


Figura 5.1. Esquema de una impresora 3D de proceso FDM.

- Multi Jet Fusion (MJF): Esta tecnología de impresión, desarrollada por la empresa HP, se basa en la impresión en polvo sin la utilización de láser. El lecho de polvo es calentado uniformemente en la salida. Posteriormente, se pulveriza un agente fusor en los puntos donde las partículas deben fundirse de forma selectiva, y otro agente de detalle sobre los contornos, para mejorar la resolución de la pieza. A medida que las lámparas pasan por la superficie del lecho de polvo, el material captura el calor, que se distribuye de forma igualada a través de la pieza.

Esta tecnología consigue buenos resultados para la producción de piezas complejas de tamaño reducido, para su uso final. También es una alternativa rentable a los moldes de inyección, para las series de componentes pequeños. El material utilizado es la Poliamida (PA12), el cual ofrece el atractivo de sostenerse por sí solo en las secciones de producto generadas, eliminando así cualquier estructura de soporte adicional, necesaria en otros métodos de fabricación. Las piezas construidas en este material cuentan con una buena estabilidad a largo plazo, además de una baja porosidad en comparación a piezas producidas con otros métodos, como el sinterizado por láser.



Figura 5.2. Engranajes obtenidos mediante MJF.

5.1.3. BCN 3D+

En el caso de nuestro proyecto, la estructura principal de la maqueta se realizará mediante impresión FFF, utilizando el poliláctico (PLA) para la creación de los componentes de la maqueta. Para la fabricación del mecanismo piñón-cremallera, ambas piezas se encargarán para ser impresas mediante MJF, con tal de obtener un acabado óptimo que no interfiera en sus funcionalidades mecánicas. La impresión mediante extrusión de material de ambas piezas hubiera sido inviable, al no disponer de suficiente precisión para imprimir los dientes de forma correcta.

La impresión del resto de las piezas se ha llevado a cabo en una impresora 3D por adición de material de la empresa BCN3D. En este caso, el modelo de impresora es el Plus “+”, una impresora 3D *open source* modular, basada en la fabricación por FFF, método comentado anteriormente. Su estructura está realizada en forma triangular, con una base cuadrada en la parte inferior, donde se coloca la superficie donde reposará la pieza. En las Figura 5.3 y Figura 5.4 se muestran sus componentes principales y se analiza su posición en el conjunto de la impresora.

BCN3D+ Diagram

Perspective

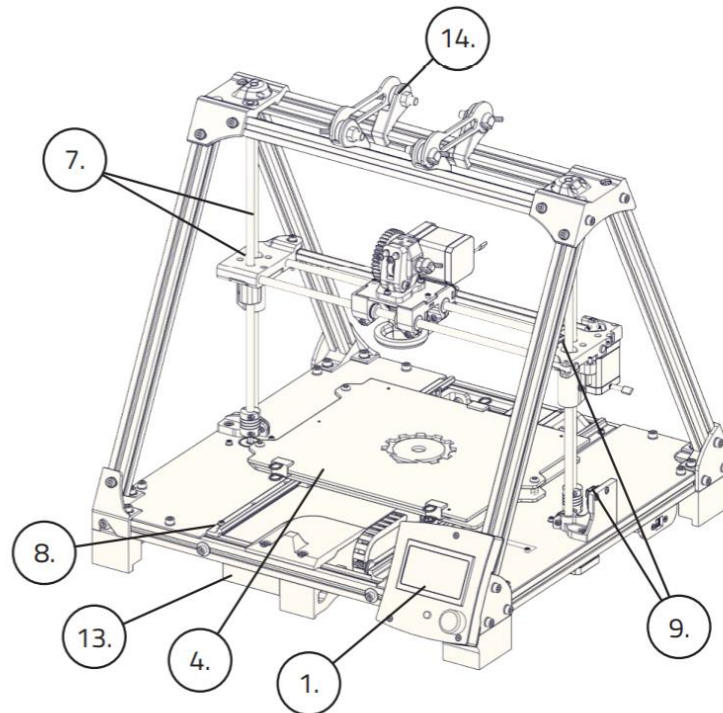
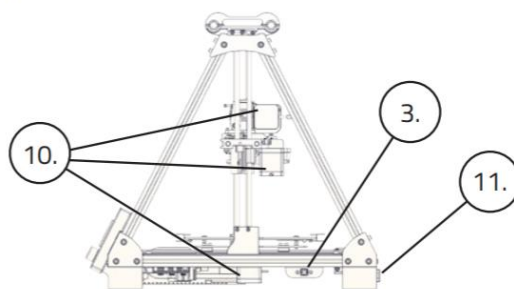


Figura 5.3. Estructura y componentes principales de la impresora BCN3D+. Vista en perspectiva.

Left view



Front view

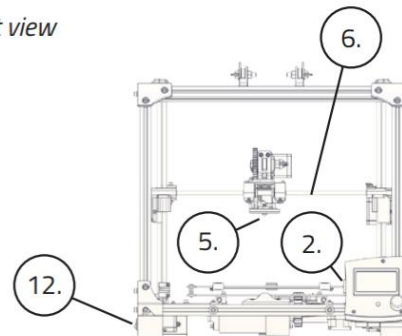


Figura 5.4. Estructura y componentes principales de la impresora BCN3D+. Vistas lateral y frontal.

En el número 1, se encuentra una pantalla LCD en la que una interfaz bastante intuitiva muestra los diversos menús, ajustes y características de la impresión 3D. A su lado inferior izquierdo, un pequeño botón de doble movimiento (pulsación y rotación) permite desplazarse a través de los diversos apartados y modificar los parámetros necesarios. En la parte posterior de la pantalla, accediendo por el lado izquierdo de ésta, se descubre un espacio para incorporar una tarjeta SD (número 2), en la que se introducirán los archivos de las piezas que se quieran imprimir. En el número 3, situado en la parte inferior del soporte, se muestra una conexión USB, la fuente de alimentación (número 13) y el botón de encendido/apagado (número 12), situado en la zona izquierda de la impresora. Conectado a la

fuente de alimentación, número 11 muestra la entrada del cable de alimentación, colocada en la parte posterior de la impresora.

El número 4 corresponde a la “cama caliente” de la máquina (*hot bed* en inglés). Esta superficie, en la que se extruyen las piezas fabricadas, se calienta a una temperatura determinada (dependiendo del material con el que se trabaje), con tal de maximizar la adherencia de las capas durante la impresión 3D, especialmente las capas iniciales del proceso. La cama caliente se encarga también del movimiento en el eje Y de la máquina, utilizando una cadena conectada a un motor paso a paso y unas guías designadas para su correcto movimiento (número 8)

Continuando con el análisis de los componentes del modelo Plus, se enseña el extrusor en el número 5. El extrusor puede moverse a lo largo de unas guías (número 6) que definen el eje X de la máquina. Su movimiento se realiza de la misma manera que en el eje Y, mediante un motor paso a paso y una cadena. El número 7, entonces, define el eje Z mediante una guía y una vara roscada, en la que se aplica el movimiento de ascenso o descenso del extrusor. Designados con el número 9, los finales de carrera mecánicos limitan el movimiento de los 3 ejes, con tal de evitar un sobre exceso de movimiento que pueda comportar errores en la impresión o fallos mecánicos. Ya comentados anteriormente, los motores paso a paso, encargados de realizar el movimiento progresivo de los 3 ejes, se designan en la Figura 5.4 con el número 10.

Finalmente, en la parte superior del cuerpo triangular de la impresora, se encuentran unas guías designadas a colocar el carrete de filamento deseado (número 14). Estas pueden colocarse tanto en dirección al eje X o Y, según lo deseado.

Se analiza con mayor detalle la zona del extrusor y el cabezal tomando como referencia la Figura 5.5:

Extruder (Hotend)

1. Heatsink
2. Heat break
3. Heatblock
4. Nozzle

Head

5. Idler
6. Tightening screws
7. Layer fan
8. Hotend fan
9. X axis carriage

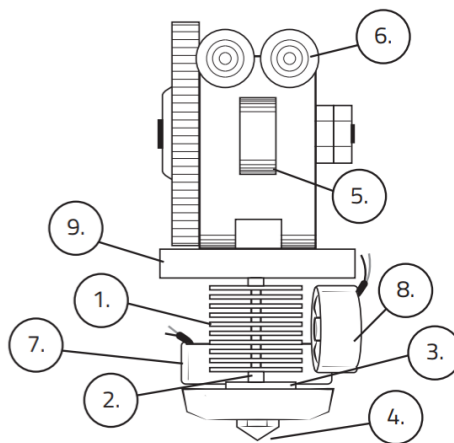


Figura 5.5. Estructura del extrusor y el cabezal de la impresora BCN3D+.

El extrusor está compuesto por un bloque calentador (número 2) el cual se encarga de fundir el termoplástico para su posterior adición a la pieza. En la parte superior, un dissipador de calor (número 2), y un ventilador (número 8) se encargan de expulsar el calor producido por el extrusor cuando se requiere. El *heatblock* es la garganta por la que se transporta el filamento de la cabeza al extrusor (número 3). También tiene la utilidad de unir el bloque calentador al cabezal de la impresora. Por otro lado, la boquilla expulsa el material calentado en el extrusor al exterior, con tal de crear la capa de termoplástico (número 4).

Respecto al cabezal del extrusor, se enseña una polea tensora (número 5) encargada de empujar el filamento de plástico hacia el extrusor, de manera continua. El filamento queda sujetado por los tornillos de apriete (número 6), que se fijan al introducir el plástico en el interior del extrusor. Designado el número 7 muestra otro ventilador, encargado de expulsar aire hacia la capa extruida, con tal de solidificar el plástico ya extruido de manera más rápida y eficaz. Finalmente, con el número 9 se aprecia el carro encargado de desplazar el extrusor y el cabezal a través del eje X de la impresora.

Habiendo tratado los componentes estructurales de la impresora y el funcionamiento del extrusor de ésta, se analiza de manera esquemática la electrónica esencial del modelo BCN3D+. En la Figura 5.6 se muestran los componentes principales situados en la parte trasera de la pantalla LCD.

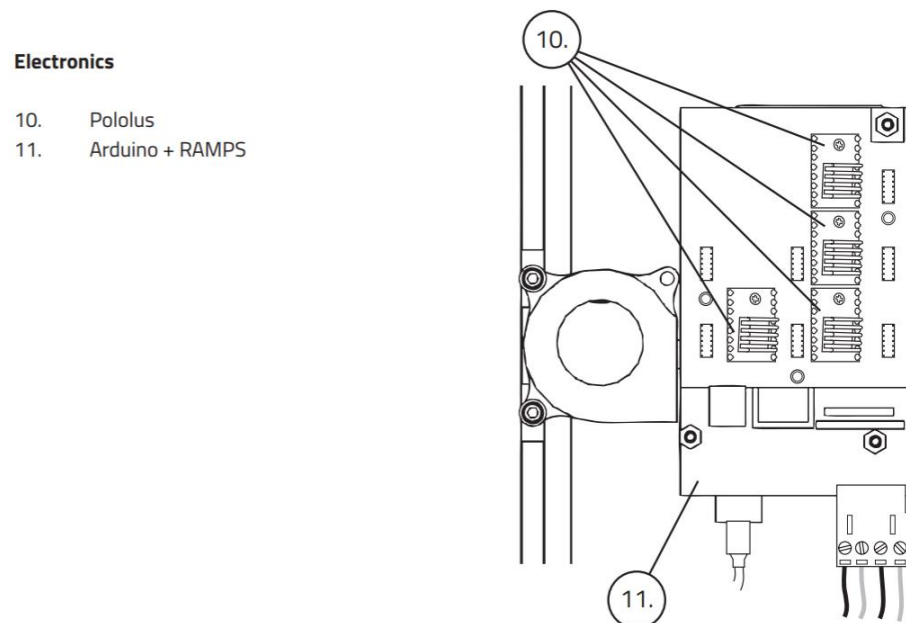


Figura 5.6. Estructura electrónica de la impresora BCN3D+.

El corazón de la impresora 3D es un microcontrolador Arduino, conectado a una placa RAMPS, diseñada especialmente para el funcionamiento de impresoras 3D de código abierto. El dispositivo Arduino Mega 2560 aporta el control al sistema, mientras que la RAMPS aporta la potencia para regular cada uno de los elementos de la impresora BCN3D+. Este conjunto se encarga de controlar los motores

paso a paso de los 3 ejes y del extrusor mediante unos controladores para este tipo de motores llamados Pololu. El *firmware* del microcontrolador puede actualizarse utilizando el IDE de Arduino en un ordenador, descargando el paquete *software* correspondiente desde la página web de RepRap (creadores del código abierto común para cualquier modelo de este tipo de impresoras 3D).

Durante la impresión, las características esenciales de su desarrollo se muestran en la pantalla LCD. Se procede a detallar su distribución, con tal de conocer los datos más significativos de ésta.

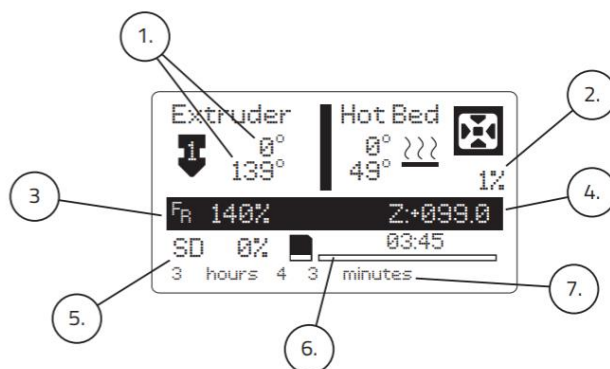


Figura 5.7. Pantalla principal de la impresora BCN3D+.

En la parte superior se encuentran las temperaturas del extrusor (en la zona izquierda) y de la cama caliente (en la zona derecha). La primera de las temperaturas es la temperatura objetivo (designada por el usuario a través de las opciones de impresión), mientras que la segunda se trata de la temperatura real en ese instante de ambos elementos. En el número 2 se presenta el porcentaje de trabajo del *layer fan*, comentado anteriormente, que se encarga de enfriar las capas de material ya extruido.

Por otro lado, en el número 3 se señala la velocidad de impresión, la cual se encuentra al 100% por defecto en el inicio de la impresión, pero puede reducirse o aumentarse durante el proceso. A su lado, el número 4 muestra la altura de capa en la que se está trabajando en ese momento. Finalmente, en la parte inferior se expone el porcentaje de lectura del archivo a imprimir de la tarjeta SD, el cual designa el porcentaje de líneas del G-Code* realizadas (número 5). A su lado, se muestra el tiempo de proceso total y la barra de progresión de la impresión (numero 6). Por último, en el número 7 pueden mostrarse notificaciones relevantes como, por ejemplo, el tiempo esperado para la finalización del proceso.

*El tipo de archivo G-Code se explicará en detalle posteriormente, en el análisis del software utilizado para la impresión 3D.

5.1.4. Calibraciones y preparación de la impresora 3D

Con tal de preparar la impresora para su uso, se requieren una serie de pruebas con tal de verificar el correcto funcionamiento de la máquina. Al encender la impresora, debe realizarse una comprobación de la posición del extrusor en los tres ejes. Para ello, a través de la pantalla LCD se entra en el apartado *Prepare* y luego se selecciona la opción *Autohome*. Esta función desplaza el extrusor en los tres ejes con tal de llegar al final de carrera mecánico de cada uno de ellos. Cuando el extrusor se ha detenido, la boquilla debería estar prácticamente en contacto con la esquina inferior derecha de la cama caliente, a una altura de aproximadamente 0,2 milímetros. Para comprobar la distancia, se puede intentar pasar una hoja de papel entre la cama caliente y la boquilla. Si la altura no permite el movimiento de la hoja, debe elevarse ligeramente, mientras que, si la boquilla no establece contacto, debe reducirse el movimiento hasta llegar a éste, siempre permitiendo el movimiento del papel.

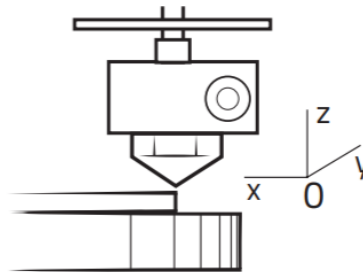


Figura 5.8. Posición de *Autohome* en la esquina inferior derecha de la cama caliente.

Estos ajustes pueden realizarse modificando la posición de los tornillos de los finales de carrera o mediante los tornillos que fijan la cama caliente a la base. Debe comprobarse también que la cama caliente se encuentra de manera totalmente horizontal en cualquiera de sus puntos. Para ello, puede seleccionarse la opción *Move Axis*, en el apartado *Prepare*, y realizar una serie de comprobaciones moviendo el extrusor a lo largo y ancho de la cama caliente. Cuando las cuatro esquinas se encuentran bien equilibradas, puede procederse a cargar el filamento para la posterior impresión.

Para introducir el filamento al cabezal del extrusor, debe comprobarse primero que no existen deformaciones en el plástico a introducir. Si se detecta alguna anomalía en la punta del filamento, debe cortarse y preparar correctamente la introducción de esta. Se procede entonces a precalentar la impresora, seleccionando la función *Preheat* y el material que va a extruirse. Posteriormente, se aflojan los tornillos de apriete y se introduce el plástico por la ranura superior, empujándolo hasta el final del recorrido posible. Se fijan entonces los tornillos y puede procederse a comprobar su funcionamiento. En la opción *Move Axis*, se selecciona una distancia de 0,1mm y se marca el extrusor. Si se mueve en sentido positivo, el material debería empezar a expulsarse por la boquilla, con un espesor considerable. El extrusor debe moverse entonces en sentido negativo, para comprobar que el filamento queda

liberado, y posteriormente volver a los valores positivos, para fijar de nuevo el material. Después de estas comprobaciones, el plástico estará correctamente preparado para su impresión.

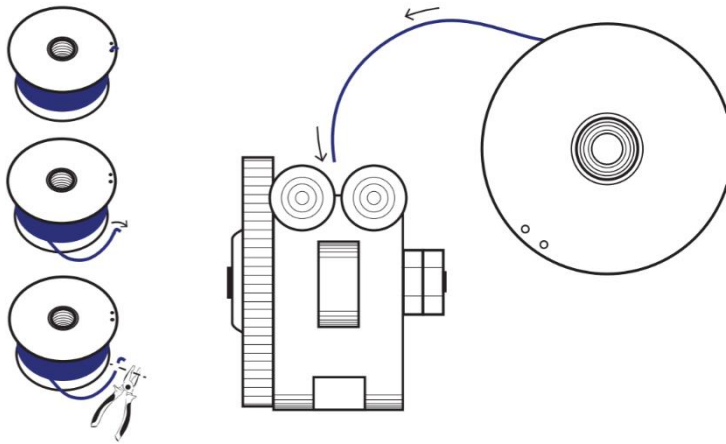


Figura 5.9. Esquema de una correcta carga del filamento en el cabezal.

5.1.5. Software CURA

Cura es un reputado programa de código abierto de laminado para la impresión 3D. Para la realización de las piezas necesarias para este proyecto, se ha trabajado con BCN3D Cura, una variable del software gratuita preparada para la impresión en impresoras propias de la marca BCN3D. Este programa se encarga de convertir un archivo digital estereolitográfico (STL) en un conjunto de instrucciones programadas para la impresora 3D, conocido como G-Code.

El G-Code, también conocido como RS-274, es el nombre habitual del lenguaje de programación para control numérico. Permite al usuario detallar a la máquina herramienta (en este caso la impresora 3D) las instrucciones sobre dónde moverse, qué trayectoria seguir y cuán rápido hacerlo. Otras máquinas típicas donde se utilizan este tipo de archivos son las fresadoras, cortadoras o tornos controlados por control numérico.

Como se ha comentado, CURA permite transformar un archivo STL, obtenido a través de un programa CAD (en el caso de este proyecto, el software SolidWorks), a un archivo G-Code, para su correcta lectura en una impresora 3D. Pero en este proceso de transformación se encuentran un conjunto de variables que debe seleccionar el usuario con tal de obtener los resultados deseados. Entre estas características pueden encontrarse el espesor de capa, la velocidad de impresión, la colocación de la pieza en la cama caliente, el porcentaje de relleno para cuerpos sólidos, la creación de columnas de soporte, etc. La elección de estos parámetros se realiza a través de la interfaz de BCN3D Cura, la cual se explica a continuación.

Al acceder a la aplicación se muestran dos zonas bien diferenciadas. En la zona izquierda, una columna muestra los diversos parámetros modificables para el proceso de impresión 3D.

La cantidad de variables disponibles dependen del posible modo de impresión; en el caso de este proyecto, se utiliza el modo experto. Dentro de este conjunto de variables se encuentran diversos apartados generales: Calidad, Relleno, Velocidad y temperatura, etc. Existen también opciones dedicadas a la creación de soportes, especialmente diseñadas para la impresión de piezas en las que la geometría dificulte la impresión sin ellas.

Las variables indispensables a definir para los procesos de impresión realizados son, de manera habitual, el espesor de capa, la velocidad de impresión y la densidad del relleno que realiza para piezas sólidas. Las temperaturas de impresión son de alta relevancia también, pero están directamente marcadas por el tipo de material utilizado para la fabricación aditiva.

The image shows a software interface for 3D printing with several tabs: Basic, Advanced, Plugins, and Start/End-GCode. The 'Advanced' tab is selected, displaying various settings categorized into sections:

- Quality**:
 - Layer height (mm): 0.2
 - Shell thickness (mm): 1
 - Enable retraction: ☒
- Fill**:
 - Bottom/Top thickness (mm): 0.6
 - Fill Density (%): 20
- Speed and Temperature**:
 - Print speed (mm/s): 45
 - Printing temperature (C): 220
 - Bed temperature (C): 45
- Support**:
 - Support type: None
 - Platform adhesion type: Brim
- Filament**:
 - Diameter (mm): 2.88
 - Flow (%): 100
- Machine**:
 - Nozzle size (mm): 0.4

Figura 5.10. Parámetros de impresión.

En las pestañas siguientes de la zona superior, se encuentran soluciones mucho más detalladas para la personalización total de la impresión. Existe la posibilidad de modificar el propio inicio y fin del G-Code, la inclusión de *plugins*, como, por ejemplo, para utilizar un doble extrusor en la impresión, etc.

Por otro lado, en la zona derecha del aplicativo se muestra un gran entorno 3D en el que se muestra la zona disponible de impresión. Al cargar una pieza, se muestra su geometría 3D y pueden aplicarse factores de escala, modificaciones de ciertas longitudes, etc. También puede colocarse la orientación y posición de la pieza para su futura impresión.

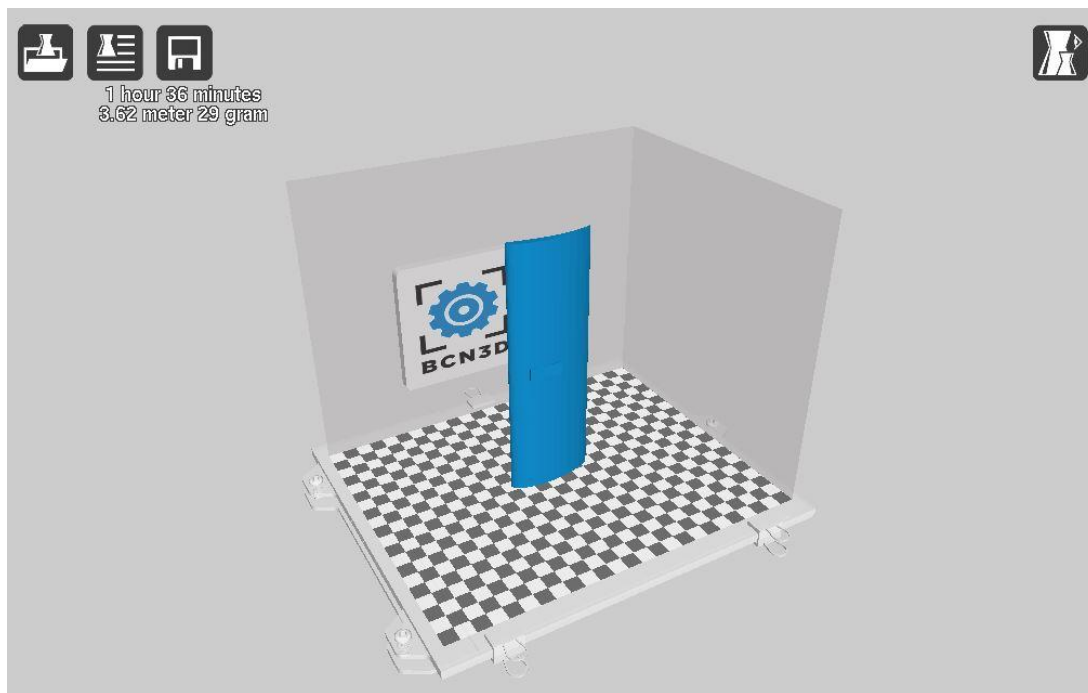


Figura 5.11. Entorno 3D de impresión del *software* BCN3D CURA.

Después de haber seleccionado todas las características correspondientes para la correcta impresión de la pieza, se guarda el archivo G-Code, utilizando el tercer botón de la zona superior izquierda. En la parte inferior de este, se muestra el tiempo total de impresión, los metros de filamento extruido y el peso total de la pieza.

5.1.6. Experiencia de uso:

En el transcurso de este proyecto, se han realizado diversas impresiones, tanto para el estudio en el túnel de viento como para el prototipado de piezas y la fabricación de la maqueta final. Durante el proceso de impresión han surgido ciertos problemas y en este apartado se tratan en detalle y se muestran las soluciones aplicadas y las conclusiones surgidas de ello.

Uno de los elementos principales para la correcta realización de una impresión 3D se basa en el adecuado posicionamiento del extrusor. Una posición demasiado alejada del *hot bed* provocara alteraciones y líneas de filamento irregular, por lo que es esencial comprobar la posición del extrusor y la horizontalidad de la cama caliente antes de realizar ninguna impresión, incluso cuando ya se hayan impreso piezas anteriormente.

Por otro lado, la preparación y colocación del filamento, como se ha explicado anteriormente, son de vital importancia. Una introducción deficiente del plástico en el interior del cabezal provoca la expulsión nula o parcial de material a través de la boquilla, por lo que pueden encontrarse zonas con

falta de material, provocando un mal acabado superficial y la pérdida de rigidez estructural. Estas piezas tienen mayor probabilidad de fractura, debido a la falta de contacto entre capas.

Uno de los problemas más comunes encontrados en las impresiones de 3D realizadas ha sido el desplazamiento total de una capa de material respecto su posición original. Esta anomalía, debida al resbalamiento de la cadena respecto los motores paso a paso, se debe principalmente a una falta de mantenimiento de la impresora. La fricción entre las guías y el carro del extrusor puede provocar fallos en su deslizamiento, generando así una alteración de la posición relativa del extrusor respecto a su posición de impresión, y desplazando toda la impresión siguiente. La solución adecuada para evitar estos fenómenos ha sido la correcta limpieza y lubricación de barras y elementos mecánicos de la impresora. Gracias a ello, el movimiento, principalmente del eje X, mejora sustancialmente, eliminando cualquier tipo de tirón o alteración en la continuidad del movimiento.

La documentación técnica de la impresora ha sido de gran ayuda con tal de encontrar las soluciones para perfeccionar el funcionamiento completo de la máquina. Es siempre de gran importancia conocer el modelo con el que se trabaja y las herramientas correctas para su manipulación, con tal de aportar las acciones y cuidados necesarios para el buen uso y mantenimiento de impresoras de este tipo.

5.2. Mecanizado de barras

Con tal de realizar los experimentos pertinentes en el túnel de viento, se requería de una sujeción para el modelo geométrico con el que iba a trabajarse. El túnel dispone ya de ciertos elementos con diversas formas para experimentar, tales como esferas, cuerpos fusiformes, etc. Estos cuerpos se encuentran fusionados con unas barras de unión, las cuales permiten sostener firmemente el elemento en cuestión en el interior del túnel.

La otra finalidad principal de las barras de unión es la obtención de las fuerzas resultantes del modelo, ya que el dinamómetro encargado de la medición se ancla a la barra de soporte con tal de recibir las fuerzas generadas en el cuerpo con el que se experimenta. En la Figura 5.12 puede apreciarse la barra de unión fijada en el dinamómetro. El dinamómetro y el resto de componentes del túnel de viento se tratarán con mayor detalle en su apartado correspondiente.

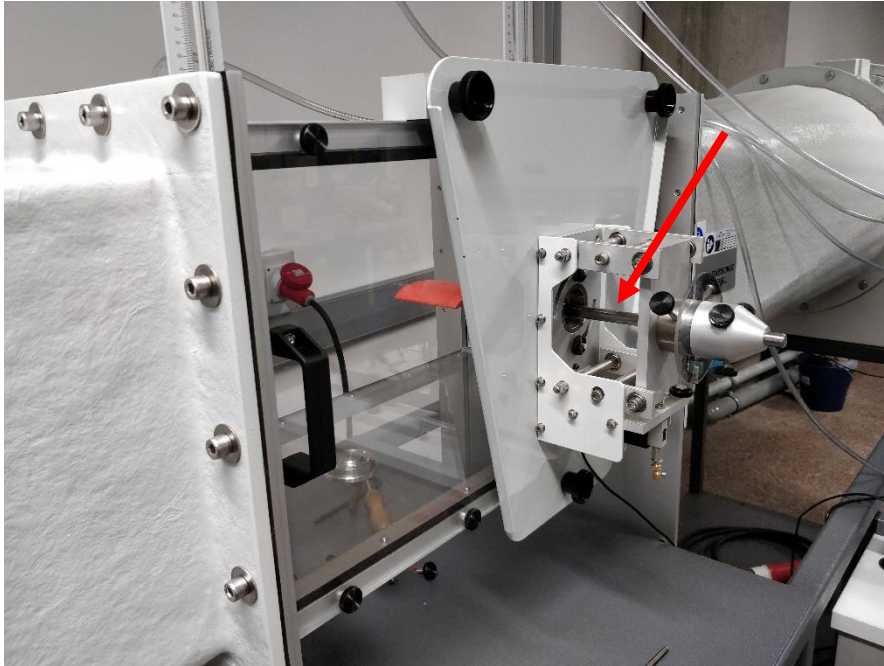


Figura 5.12. A la derecha, el dinamómetro del túnel. La flecha muestra la barra de soporte del modelo.

A parte de la propia barra de soporte del modelo, el túnel de viento requiere de otra, con la misma geometría, que se coloca en el lado opuesto de la zona de trabajo del túnel. Esta segunda barra, conocida como *dummy*, se encarga de dos factores importantes. Por un lado, genera las mismas iteraciones en el flujo de aire que la barra de soporte del modelo, buscando así una especie de simetría en la zona de trabajo, tal y como puede verse en la Figura 5.13.

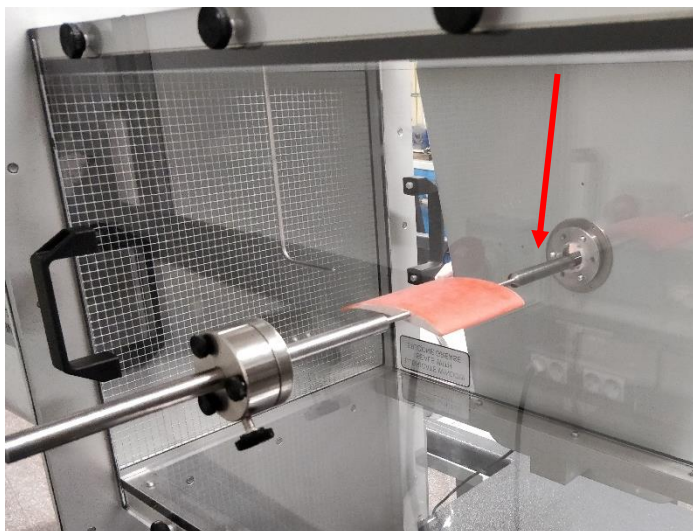


Figura 5.13. A la izquierda, la barra de soporte del modelo. Marcada con la flecha, la barra *dummy*.

Por otro lado, la barra de soporte del cuerpo con el que se experimenta también genera fuerzas resultantes, tales como el arrastre propio de su geometría. El dinamómetro, incapaz de diferenciar de dónde vienen cada una de las fuerzas que recibe, muestra la suma de las fuerzas resultantes tanto del modelo como de la barra de soporte, por lo que los valores obtenidos no son representativos. La barra *dummy*, al diseñarse con la misma geometría que la barra de soporte, permite invertir la posición de ambas en la zona de trabajo y medir las fuerzas generadas en el *dummy*. De esta manera, las fuerzas resultantes medidas pueden restarse de las obtenidas en el modelo, con tal de conseguir los valores únicamente del cuerpo analizado.

El túnel de viento ya disponía de una barra *dummy* y las barras de soporte para cada uno de sus cuerpos predeterminados, pero para realizar la experimentación de un modelo geométrico del alerón estudiado, se requería el mecanizado de unas nuevas barras, con tal de realizar las funcionalidades anteriormente comentadas. Para ello, se creó un diseño, teniendo en cuenta las dimensiones y geometría del túnel, con tal de ser fabricadas.

Para mecanizar los soportes se requería de dos barras de acero calibrado de diámetro 12 milímetros, medida determinada por los orificios del túnel de viento. El cuerpo a experimentar tenía una longitud de 10 centímetros y la zona de trabajo del túnel de viento un ancho de aproximadamente 30,5 centímetros, por lo que restaban aproximadamente 10 centímetros en cada lado de la pieza.

Se seleccionó un tamaño de barras de 40 centímetros para la barra de soporte principal, con tal de que sobrase la longitud necesaria para colocarla de manera correcta en el dinamómetro. El soporte se compone de dos partes: la primera, de 12 centímetros de diámetro, permite la fijación al túnel de viento y a su dinamómetro.

La segunda, de diámetro 4,5 cm, se introduce en un orificio del mismo diámetro creado en el modelo geométrico, con tal de mejorar su sujeción. Un chaflán en la zona de transición entre ambas partes permite una reducción de radio más suavizada. En la Figura 5.14 se muestra el mecanizado final de la barra de soporte.



Figura 5.14. Diseño CAD de la barra de soporte para su posterior mecanizado.

Por otro lado, la barra *dummy* se mecanizó también con una barra de acero calibrado de 40 centímetros de longitud. Se realizó un corte para obtener una distancia final de 25 cm, tamaño suficiente para su fijación al dinamómetro para las medidas experimentales. En esta barra se realizó también un chaflán, con tal de obtener el mismo diámetro de 4,5 cm en la parte final. Esta parte de diámetro inferior se diseñó para que su longitud fuese igual que su parte equivalente en la barra de soporte una vez introducida en el interior del perfil, tal y como se muestra en la Figura 5.15.



Figura 5.15. Diseño CAD de la barra *dummy* para su posterior mecanizado.

El mecanizado se llevó a cabo a manos de la Unidad de Servicios de Taller y Laboratorios de la EEBE. Se les entregaron ambas barras de acero calibrado, las cuales se habían obtenido anteriormente, conjuntamente con los planos necesarios para su fabricación. Para una mayor facilidad de trabajo, se realizó un contrapunto en el extremo de diámetro inferior, con tal de evitar pandeos u otros movimientos irregulares.

Después de recibir los soportes ya torneados, se introdujo la barra principal en el orificio del modelo impreso en 3D y se fijó la posición utilizando pegamento de contacto, con tal de asegurar su rigidez. Los planos de ambas barras se encuentran adjuntados en el **¡Error! No se encuentra el origen de la referencia..**

6. Experimentación en el túnel de viento

6.1. Introducción

En este apartado se realizarán una serie de experimentos que servirán para corroborar la veracidad de los resultados obtenidos en las simulaciones computacionales llevadas a cabo mediante el software de cálculo ANSYS *Fluent*. Un túnel de viento es el método más rápido y económico de valorar experimentalmente la influencia de un determinado tipo de flujo sobre un objeto de ensayo. Esta facilidad viene dada por la posibilidad de trabajar con modelos a escalas reducidas, extrapolando posteriormente los resultados por análisis dimensional a la realidad y obteniendo así información precisa, detallada y real.

El funcionamiento general de un túnel de viento está basado en que el fluido (aire o gas) es impulsado o aspirado a través de un conducto. En su interior se encuentra la zona de trabajo, donde se sitúa el cuerpo objeto de estudio. Este permanece estacionario mientras se fuerza el paso del fluido alrededor de él, sometiéndole a un flujo de determinadas propiedades con tal de caracterizar mediante la parte sensórica del equipo los fenómenos producidos durante su interacción.

La topología del túnel de viento varía según de las funcionalidades que requiera la instalación. No obstante, la mayoría comparten una serie de componentes comunes:

- Cámara de ensayo: es el componente más importante del túnel de viento. En ella se instala el modelo y se comprueba que el flujo presente el funcionamiento y las características adecuados para el ensayo.

Sus parámetros de diseño dependen de los requisitos operativos del sistema, tales como la accesibilidad para manipular el modelo, el suficiente espacio para los diferentes instrumentos de medida o la correcta caracterización del flujo. Es por ello que la mayoría de cámaras de ensayo son de sección rectangular, ya que facilita la operación y la manipulación del equipo.

- Zona de acondicionamiento de flujo: tiene como función dotar a la corriente de aire de los parámetros de calidad necesarios para su correcta experimentación. Esencialmente se busca uniformizar el flujo, disminuir la turbulencia y eliminar los vórtices de mayor tamaño.

Para conseguir que este vaya en la dirección deseada se suelen utilizar paneles de abeja, mientras que para uniformizar el perfil de velocidades se pueden utilizar pantallas de turbulencia, implicando eso sí una considerable pérdida de presión.

- Cono de contracción y difusor: la sección del cono de contracción se sitúa antes de la cámara de ensayo, y su función consiste en dotar al flujo de la velocidad necesaria para el ensayo. Esto se consigue mediante la reducción gradual de su sección transversal ya que, por el teorema de la continuidad, los caudales han de ser constantes al no haber acumulación de masa, y por ello la velocidad incrementa de forma continua y linealmente proporcional a la disminución del

área de paso. Sin embargo, por Bernoulli, este incremento de velocidad viene acompañado por una disminución de presión.

La zona del difusor se encuentra a continuación de la cámara de ensayo, y lleva a cabo la tarea opuesta a la del cono de contracción: la sección recta aumenta progresivamente y por ende la velocidad disminuye mientras que la presión aumenta.

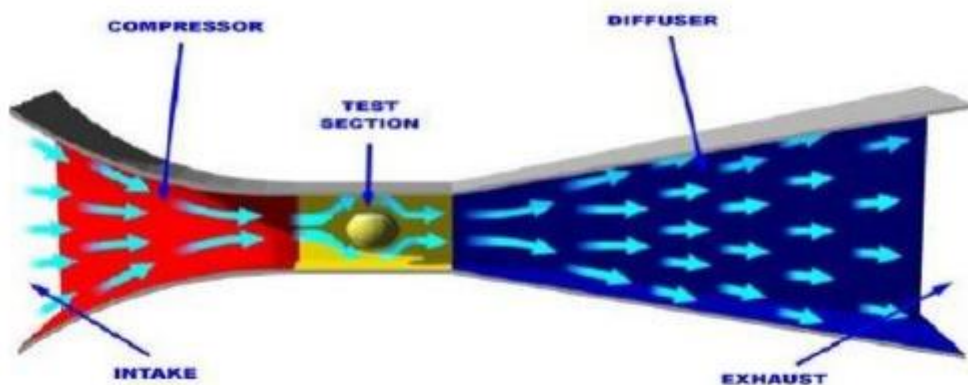


Figura 6.1. Cono de contracción y difusor en un túnel de viento.

Dentro de los túneles de viento, existen ciertas variaciones que nos definen diferentes tipos. Los dos criterios principales que se usan para clasificarlos son el rango de velocidades de operación y la topología física.

- Clasificación según el rango de velocidades de operación

Considerando la velocidad máxima del flujo en la cámara de ensayo, los túneles de viento pueden ser:

<i>Velocidad</i>	
<i>Tipo de túnel de viento</i>	
De baja velocidad	$Ma < 0,6$
Subsónico	$0,6 < Ma < 0,85$
Transónico	$0,85 < Ma < 1,2$
Supersónico	$1,2 < Ma < 5$
Hipersónico	$5 < Ma$

Tabla 6.1. Rango de velocidades de operación de un túnel de viento.

- Clasificación según la topología física

Dentro de esta clasificación, se consideran 2 parámetros:

- Según el tipo de retorno

Pueden encontrarse con un túnel de viento de circuito abierto, aquel en el cual el aire describe una trayectoria recta por su interior, pasando por la zona de acondicionamiento, el cono de contracción, la cámara de ensayo y el difusor (en este orden); o un túnel de circuito cerrado, cuando el flujo describe una trayectoria cerrada por su interior, recirculando de forma continua.

Los túneles abiertos tienen menor coste de construcción e instalación, y existe la posibilidad de utilizar técnicas de visualización de flujo con humo. Por otra parte, los túneles de circuito cerrado presentan una mayor facilidad de control de la calidad del flujo, el consumo energético es menor y generan menos contaminación acústica.

- Según la configuración de la cámara de ensayo

La cámara de ensayo puede ser de sección abierta si comunica por alguna de sus paredes, o de sección cerrada si está absolutamente aislada.

En función de estos dos criterios, pueden clasificarse los túneles de viento como:

<i>Config. Cámara ensayo / Retorno</i>	<i>Circuito abierto</i>	<i>Circuito cerrado</i>
<i>Sección abierta</i>	Tipo Eiffel	Tipo Prandtl
<i>Sección cerrada</i>	Tipo NPL	Tipo Göttingen

Tabla 6.2. Clasificación de túneles de viento según su topología física.

El túnel de viento utilizado en el presente proyecto ha sido el modelo Subsonic Wind Tunnel (AF100) de la marca TecQuipment (Figura 6.2), ubicado en la *Escola d'Enginyeria de Barcelona Est* (EEBE) de la *Universitat Politècnica de Catalunya* (UPC).

Este túnel es de circuito abierto, cámara cerrada y de baja velocidad (la velocidad máxima que alcanza es de 36 m/s, lo cual implica un $Ma < 0,6$). Funciona con un ventilador axial de velocidad variable colocado al final del equipo. El aire es aspirado y entra al túnel a través de una tobera cuya función es acelerarlo de forma lineal. Posteriormente, atraviesa un panel de abeja que sirve de estabilizador de flujo y entra en la zona de trabajo. Después, pasa por una red antes de llegar al difusor que lleva hasta el ventilador y, por último, el aire sale de este a la atmósfera, pasando previamente por un silenciador.

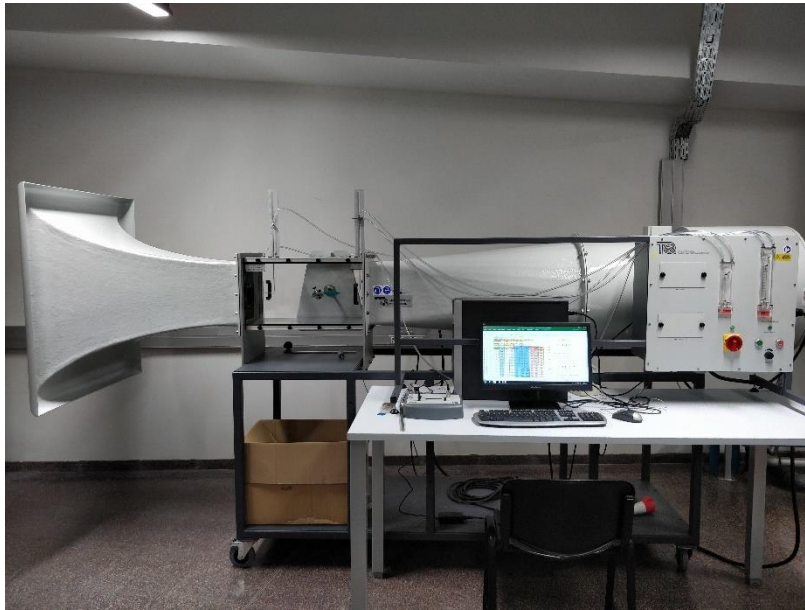


Figura 6.2. Túnel de viento utilizado.

La zona de ensayos (Figura 6.3) es de sección cuadrada de 30,5x30,5 cm y profundidad 60 cm. Las paredes limitantes son extraíbles y están hechas de metacrilato. La inserción de un modelo para trabajar puede hacerse por ambos lados del túnel (siempre que sea soportado por una barra de acero) o por la parte inferior del mismo.

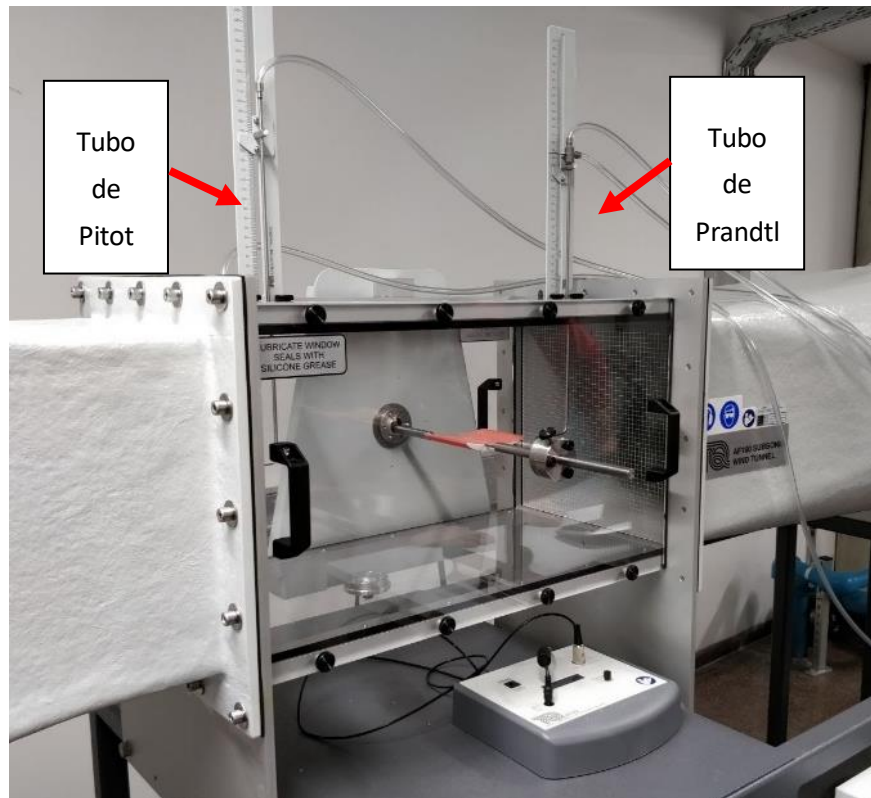


Figura 6.3. Zona de ensayos.

En la parte superior de la zona de trabajo hay instalados un tubo de Pitot y un tubo Prandtl, ambos desplazables verticalmente. El primero, colocado aguas arriba, permite medir la velocidad del aire en la entrada de la zona de trabajo. El segundo, aguas abajo, mide la velocidad en la salida. Los dos medidores ofrecen lecturas analógicas en dos manómetros de presión diferenciales.

El equipo además permite medir la fuerza que hace el flujo sobre el objeto de ensayo mediante un dinamómetro colocado en una de las caras de la sección de trabajo (Figura 6.4). Esta medida es unidireccional, por lo que si se desea conocer la fuerza de arrastre provocada por el aire en nuestro modelo el dinamómetro se debe posicionar paralelo a la línea de corriente; mientras que si se desea medir la fuerza de sustentación se debe colocar perpendicular al flujo. La báscula está conectada a una unidad de *display* digital que nos indica la fuerza medida en Newtons. Además, el equipo consta de un medidor de ángulos que nos permite ver la influencia del ángulo de ataque sobre nuestro modelo en las fuerzas medidas por la báscula, una herramienta fundamental para este proyecto.

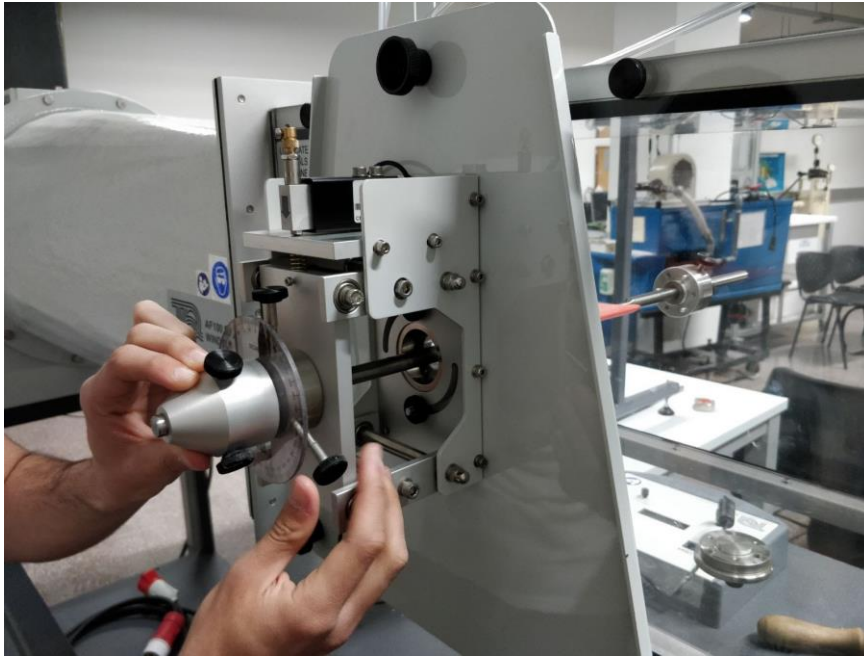


Figura 6.4. Dinamómetro.

La velocidad del flujo de aire es controlada por el equipo de instrumentación de la Figura 6.5. Mediante un potenciómetro se modifica la velocidad de giro del ventilador y, por ende, se tiene control directo sobre la velocidad del aire en la sección de trabajo. En este mismo panel de medición se encuentran el interruptor principal del equipo y los manómetros diferenciales de los tubos de Pitot y Prandtl, ambos con las lecturas en las unidades de milímetros de columna de agua.

Las especificaciones técnicas del equipo del túnel de viento están detalladas en el Anexo B. Especificaciones del equipo del túnel de viento.

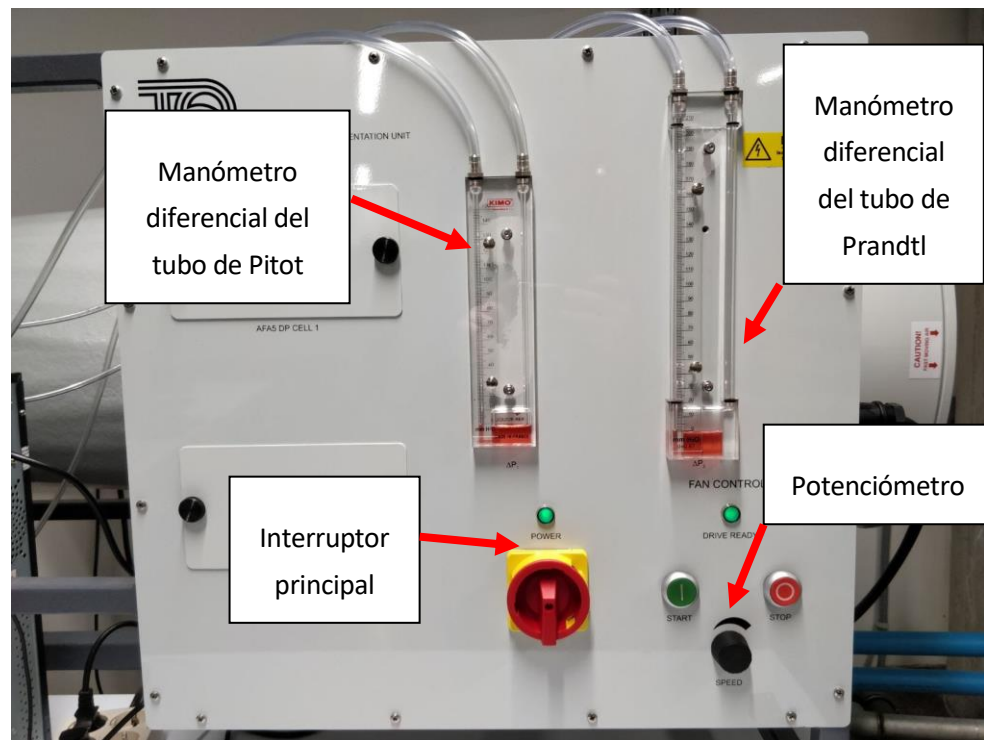


Figura 6.5. Sistema de control y medición.

6.2. Realización

Inicialmente se había considerado necesario repetir los ensayos en 2 días diferentes (ensayos nº 1 y 2) debido a los diferentes factores que afectan a las condiciones del flujo (tales como la presión y la temperatura atmosféricas) y a la gran sensibilidad de la sensórica del equipo que, sumado al carácter oscilatorio de las variables a medir debido a las turbulencias del flujo, hacen muy difícil obtener unos datos experimentales con una gran exactitud. Una vez obtenidos estos resultados, mediante análisis dimensional e interpolaciones lineales, se habían tratado para poder procesar su información hasta que estos fueran equiparables y se pudieran juntar como si de un solo experimento se tratara. De esta forma se consigue una mayor fiabilidad ya que los errores instrumentales, personales, accidentales y demás, así como las variaciones en las condiciones de ensayo, quedan compensados.

No obstante, los resultados obtenidos no presentaban una gran similitud con los del repositorio *airfoiltools.com* del cual se había obtenido el perfil alar. Por ello, se decidió experimentar una tercera vez (ensayo nº3), pero la información obtenida continuaba siendo dispar a la teórica aún y aplicando todo el tratamiento de datos expuesto anteriormente. Una vez llegados a este punto se buscaron posibles causas de error:

- Posible mal funcionamiento del panel de abeja situado en la zona de acondicionamiento de flujo. Se buscó asegurar que el flujo aguas arriba era uniforme y laminar, para poder tratar con una corriente libre no perturbada.
- Manómetros diferenciales mal calibrados. Esta opción, sin embargo, se descartó ya que el rango de velocidades obtenido mediante Bernoulli a partir de las medidas del Pitot pertenecía al rango de valores proporcionado por el fabricante, con velocidades máximas entorno a los 36 m/s. Además, al ser un equipo analógico y no digital, las oscilaciones del valor medido se veían amortiguadas por la propia inercia del fluido.
- Mal funcionamiento del dinamómetro. Para probar este hecho se caracterizó el coeficiente de arrastre de una esfera, una de las formas que proporciona el proveedor junto con los resultados que deberían obtenerse. También analizó la influencia de la orientación de la báscula en las fuerzas medidas.
- Efecto de los vórtices laterales. Este es un suceso físico que no se contempla en las simulaciones bidimensionales al considerar una profundidad infinita del modelo y que sí está presente en la realidad. Para medir esta dependencia se imprimió y simuló un modelo con una mayor ratio cuerda-envergadura (ensayo nº4).
- Efecto de la rugosidad superficial. Nuevamente un hecho que no se tiene en cuenta en las simulaciones computacionales y que sí está presente en la realidad. Con la finalidad de comprobar esta influencia se simuló un modelo de perfil aerodinámico con el acabado superficial de una impresión 3D y luego con el mismo cuerpo una vez limado (ensayos nº 4 y 5).

Teniendo en cuenta todos los factores comentados, a continuación, se detallan los procedimientos seguidos para las diferentes simulaciones en el túnel de viento.

6.2.1. Perfil de velocidades

1. Se han determinado las condiciones atmosféricas del entorno midiendo la presión y la temperatura atmosféricas y calculando la densidad del aire considerando este como un gas ideal. Así, por la ecuación de estado:

$$\frac{P_{atm}}{\rho_a} = R' T \rightarrow \rho_a = \frac{P_{atm}}{R' T}$$

(Ec. 6.1)

Donde

$$\begin{aligned}\rho_a &= \text{densidad del aire} \left(\frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \right) \\ P_{atm} &= \text{presión atmosférica absoluta (Pa)} \\ R' &= \text{constante energética del gas ideal} \left(\text{en este caso } 287 \frac{\text{J}}{\text{kg K}} \right) \\ T &= \text{temperatura (K)}\end{aligned}$$

- Una vez obtenida la densidad del aire, se ha colocado el Pitot en la pared inferior del túnel y se ha medido en ese punto la presión dinámica a partir de la lectura del manómetro diferencial. Para calcular la velocidad, es sabido que

$$\Delta p = \rho g \Delta h \quad (\text{Ec. 6.2})$$

Y mediante Bernoulli se consigue conocer la velocidad c del aire tal que

$$c = \sqrt{\frac{2 \Delta p}{\rho_a}} \quad (\text{Ec. 6.3})$$

- Se ha repetido este procedimiento modificando la distancia del tubo de Pitot a la pared hasta llegar al centro de la sección para observar los efectos de la capa límite y la uniformidad o no del perfil de velocidades. Cabe destacar que hay que restar el radio del Pitot (1 mm) a la posición en la que se mide para conocer la posición relativa a la pared del túnel.

6.2.2. Esfera

Se han tomado medidas de las fuerzas de arrastre para todo el espectro de velocidades que permitía el túnel de viento (hasta un máximo de 36 m/s aproximadamente). La esfera utilizada para ello tiene un diámetro de 50 mm.

Considerando que el modelo ya instalado es la esfera, el procedimiento seguido ha sido el siguiente:

- Se han determinado las condiciones atmosféricas del entorno midiendo la presión y la temperatura atmosféricas y calculando la densidad del aire a partir de la (Ec. 6.1).
- Se ha comprobado que la báscula estuviera colocada paralela a la dirección del flujo para realizar las medidas de drag.
- Se ha encendido el equipo mediante el interruptor principal.
- Se ha encendido la unidad de *display* del dinamómetro, esperando a que se estabilizara y fijando el cero apretando el botón durante unos segundos. Esta calibración de la báscula se ha

realizado siempre que fuera necesario, ya que en ocasiones marcaba una fuerza distinta de 0 pese a que en ese instante no circulara el flujo sobre el modelo.

5. Se han medido las fuerzas sobre el modelo mientras se iba variando la velocidad de giro del ventilador hasta el máximo de 36 m/s aproximadamente. Para determinar la velocidad a la que circulaba el aire en la cámara de ensayo se han utilizado las (Ec. 6.2 y (Ec. 6.3.
6. Se ha intercambiado la posición del *dummy* con la del modelo para medir la fuerza que soporta la barra, y se han repetido los ensayos con las mismas velocidades que en el punto 4.
7. Se ha calculado la fuerza real sobre el modelo restando la fuerza total y la del *dummy*, para luego obtener el coeficiente adimensional de drag.
8. Por último, se han calculado los números adimensionales de Reynolds y Mach para así caracterizar el conjunto estudiado y poder extrapolar los datos a los posteriores estudios. Se recuerda que

$$C_D, C_L = f(\alpha, Re)$$

Pese a que no aparece de forma explícita en la fórmula, el número de Mach también influye en los coeficientes de lift y de drag, ya que si en los ensayos se mantiene por debajo de 0,3 (flujo incompresible) también debe hacerlo en el resto de situaciones a las que se quieran extrapolar los resultados. En este caso el ángulo de ataque α no influye debido a la simetría total de la esfera.

6.2.3. Perfil aerodinámico

Se han tomado medidas de las fuerzas de arrastre y sustentación para todo el espectro de velocidades que permitía el túnel de viento (hasta un máximo de 36 m/s aproximadamente) y para ángulos de ataque de 0 a 12° de forma gradual ya que, en nuestro perfil, a partir de 12° la fuerza de sustentación decrece mientras que la de arrastre sigue aumentando, por lo que no existe ninguna ventaja práctica. Para confirmar esta disminución del lift se ha simulado con ciertos ángulos superiores a los 12°, además de algunos cercanos a los 55° para el comportamiento de freno mencionado en el apartado Diseño del conjunto aerodinámico en [1]. La velocidad se ha ido modificando variando la presión dinámica medida por el Pitot de 10 en 10 mm.c.a, mientras que los ángulos medidos se han seleccionado acorde al criterio comentado, añadiendo los que fueran necesarios para encontrar el punto de máxima sustentación.

En cuanto a las dimensiones de los modelos, para los ensayos 1, 2 y 3 se ha utilizado un perfil de longitud de cuerda igual a 0,1 m y envergadura 0,095 m; mientras que para los ensayos 4 y 5 se ha mantenido la cuerda, pero se ha aumentado la envergadura hasta los 0,14 m.

El procedimiento seguido cada uno de los días en el laboratorio ha sido idéntico. Considerando que había previamente un modelo instalado, los pasos que se han seguido son:

1. Se han determinado las condiciones atmosféricas del entorno midiendo la presión y la temperatura atmosféricas y calculando la densidad del aire a partir de la (Ec. 6.1).
2. Se ha extraído la barra *dummy* de la sección de trabajo, para poder así retirar la pared sin la báscula con mayor comodidad.
3. Se ha retirado el modelo previamente instalado.
4. Desde el interior de la cámara de ensayo se ha insertado el modelo. Para alerón de 95 mm de profundidad, teniendo en cuenta que el ancho de la sección de trabajo es de 305 mm, debe quedar a una distancia de 105 mm de la pared. Se puede comprobar que el modelo está centrado mirando desde la zona de entrada del túnel (Figura 6.6).
5. Se ha colocado el modelo al ángulo inicial de 0°. Para ello, los puntos más exteriores de la cuerda del perfil del alerón estaban a la misma altura.
6. Se ha recolocado la pared extraída en el punto 1 y se ha reinsertado el *dummy*, dejando una separación con el modelo de aproximadamente 1 mm (Figura 6.7). Si ambos se tocaran, las fuerzas medidas no serían válidas. Esta parte es necesaria y fundamental para compensar la presencia de la barra que soporta el modelo y así conseguir una simetría del flujo

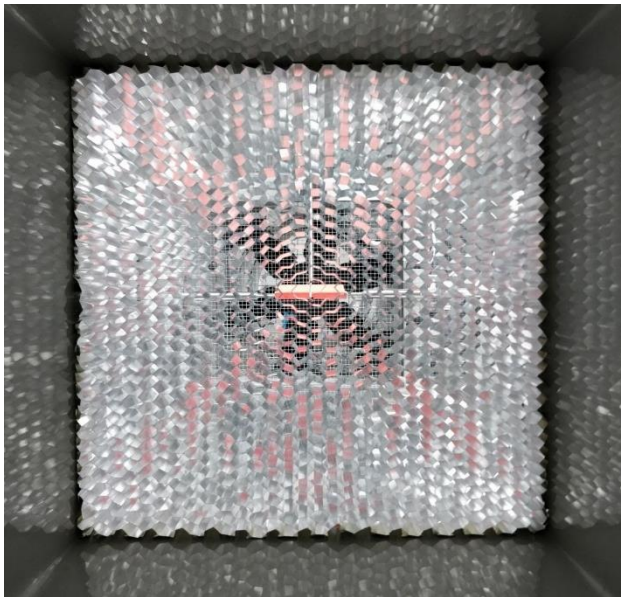


Figura 6.6. Vista del modelo desde la entrada del túnel de viento.

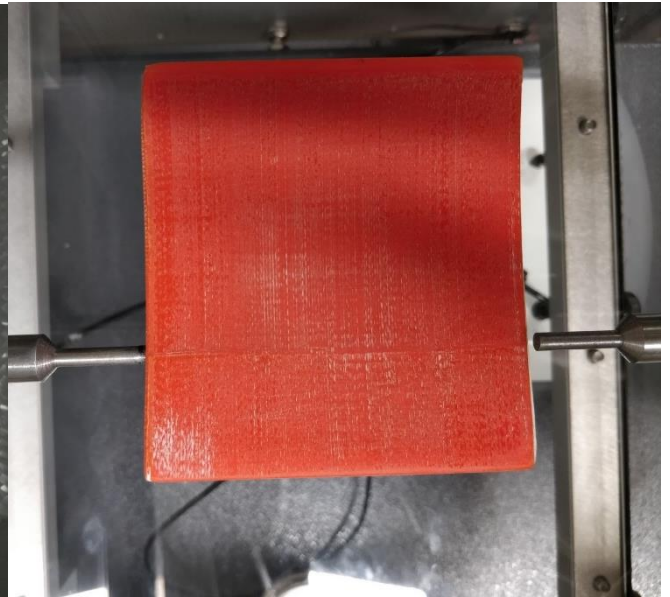


Figura 6.7. Vista de planta del modelo. Separación entre el *dummy* y el alerón.

7. Se ha comprobado que la báscula estuviera colocada correctamente para realizar las medidas correspondientes (drag o lift).
8. Se ha encendido el equipo mediante el interruptor principal.
9. Se ha encendido la unidad de *display* del dinamómetro, esperando a que se estabilizara y fijando el cero apretando el botón durante unos segundos.

10. Se han medido las fuerzas sobre el modelo mientras se iba variando la velocidad de giro del ventilador, todo manteniendo el mismo ángulo de ataque. Para determinar la velocidad a la que circulaba el aire en la cámara de ensayo se han utilizado las (Ec. 6.2) y (Ec. 6.3).
11. Se ha repetido el punto 10 para cada uno de los ángulos de ataque de estudio.
12. En los ensayos donde se medía la fuerza de arrastre (drag), se ha intercambiado la posición del *dummy* con la del modelo para medir la fuerza que soporta la barra, y se han repetido los ensayos con las mismas velocidades que en el punto 10. En el caso de que se midiera la fuerza de sustentación este punto no haría falta.
13. En el caso de la fuerza de arrastre, se ha calculado la fuerza real sobre el modelo restando la fuerza total y la del *dummy*, para luego obtener el coeficiente adimensional de drag. Para la fuerza de sustentación, se ha calculado directamente el coeficiente de lift.
14. Por último, se han calculado los números adimensionales de Reynolds y Mach para así caracterizar el conjunto estudiado y poder extrapolar los datos a los posteriores estudios.
15. Finalmente, se ha repetido el proceso para calcular la otra componente de fuerza, orientando la báscula en la dirección requerida. Cabe remarcar que a nivel de resultados es indiferente qué fuerza se mide primero, pero a nivel de eficiencia es mejor medir primero el lift, ya que para el drag hay que desmontar el equipo para colocar el *dummy* en la báscula y medir así la fuerza de arrastre sobre este.

6.3. Justificación de los cálculos

En este apartado se procederá a realizar los cálculos para una sola muestra a modo de ejemplo. El resto de los casos se han calculado de forma análoga a este.

6.3.1. Perfil de velocidades

El caso demostrado consta de los siguientes datos:

$$\begin{aligned}
 T &= 23\text{ }^{\circ}\text{C} = 23 + 273\text{ K} = 296\text{ K} \\
 P_{atm} &= 1019\text{ mbar} \cdot \frac{1\text{ bar}}{10^3\text{ mbar}} \cdot \frac{10^5\text{ Pa}}{1\text{ bar}} = 101900\text{ Pa} \\
 y &= 21\text{ mm} = 0,021\text{ m} \\
 \Delta h &= 8\text{ mm.c.a} \cdot \frac{1\text{ m.c.a}}{10^3\text{ mm.c.a}} = 0,008\text{ m.c.a}
 \end{aligned}$$

La densidad del aire se ha obtenido a partir de la (Ec. 6.1).

$$\rho_a = \frac{P_{atm}}{R' T} = \frac{101900}{287 \cdot 296} = 1,1995 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

La altura manométrica se puede expresar como diferencia de presiones mediante la (Ec. 6.2).

$$\Delta p = \rho g \Delta h = 1000 \cdot 9,81 \cdot 0,008 = 78,48 \text{ Pa}$$

Y por la (Ec. 6.3), se ha obtenido la velocidad del fluido.

$$c = \sqrt{\frac{2 \Delta p}{\rho_a}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 78,48}{1,1995}} = 11,4392 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

6.3.2. Esfera

El caso demostrado consta de los siguientes datos:

$$T = 23^\circ \text{C} = 23 + 273 \text{ K} = 296 \text{ K}$$

$$P_{atm} = 1019 \text{ mbar} \cdot \frac{1 \text{ bar}}{10^3 \text{ mbar}} \cdot \frac{10^5 \text{ Pa}}{1 \text{ bar}} = 101900 \text{ Pa}$$

$$\Delta h = 10 \text{ mm. c. a} \cdot \frac{1 \text{ m. c. a}}{10^3 \text{ mm. c. a}} = 0,01 \text{ m. c. a}$$

$$F_{D,total} = 0,2 \text{ N}$$

$$F_{D,dummy} = 0,11 \text{ N}$$

La densidad del aire se ha obtenido a partir de la (Ec. 6.1).

$$\rho_a = \frac{P_{atm}}{R' T} = \frac{101900}{287 \cdot 296} = 1,1995 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

La altura manométrica se puede expresar como diferencia de presiones mediante la (Ec. 6.2).

$$\Delta p = \rho g \Delta h = 1000 \cdot 9,81 \cdot 0,01 = 98,1 \text{ Pa}$$

Y por la (Ec. 6.3), se ha obtenido la velocidad del fluido.

$$c = \sqrt{\frac{2 \Delta p}{\rho_a}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 98,1}{1,1995}} = 12,7894 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Como se está calculando el coeficiente de arrastre, la fuerza que actúa sobre la esfera será la total menos la que ejerce el flujo sobre el *dummy*.

$$F_{D,esfera} = F_{D,total} - F_{D,dummy} = 0,2 - 0,11 = 0,09 \text{ N}$$

Se ha calculado el coeficiente de arrastre del modelo en estas condiciones de ensayo. Se recuerda que el área de referencia es la proyección frontal de una esfera, calculada como el área de un círculo.

$$A = \pi \left(\frac{D}{2} \right)^2 = \pi \left(\frac{0,05}{2} \right)^2 = 0,001964 \text{ m}^2$$

$$C_{D,esfera} = \frac{F_{D,esfera}}{\frac{1}{2} \rho_a c^2 A} = \frac{0,09}{\frac{1}{2} \cdot 1,1995 \cdot 12,7894^2 \cdot 0,001964} = 0,467244$$

Por último, se han calculado los números adimensionales de Reynolds y de Mach. Cabe remarcar que la viscosidad cinemática del aire, pese a variar con la temperatura, no tiene una dependencia tan fuerte como la densidad. Por ello, se ha considerado constante a lo largo de todos los ensayos y de valor $1,8 \cdot 10^{-5}$ Pa·s. La velocidad del sonido del aire en condiciones atmosféricas estándar es de 340 m/s.

$$Re_{esfera} = \frac{\rho_a c D}{\mu} = \frac{1,1995 \cdot 12,7894 \cdot 0,05}{1,8 \cdot 10^{-5}} = 42613,5$$

$$Ma = \frac{c}{a} = \frac{12,7894}{340} = 0,038 < 0,3$$

6.3.3. Perfil aerodinámico

El caso en particular que se ha demostrado ha sido la primera muestra del ensayo nº1. Como el procedimiento para calcular el coeficiente de lift es el mismo que para el coeficiente drag, sólo se ha demostrado uno de ellos. Se ha decidido mostrar el de drag ya que requiere calcular adicionalmente la fuerza que el flujo hace sobre el *dummy*. En definitiva, los datos de partida de los que se dispone, expresados en el sistema internacional de unidades, son:

$$T = 22 \text{ }^{\circ}\text{C} = 22 + 273 \text{ K} = 295 \text{ K}$$

$$P_{atm} = 1010 \text{ mbar} \cdot \frac{1 \text{ bar}}{10^3 \text{ mbar}} \cdot \frac{10^5 \text{ Pa}}{1 \text{ bar}} = 101000 \text{ Pa}$$

$$\alpha = 0^{\circ}$$

$$\Delta h = 10 \text{ mm.c.a.} \cdot \frac{1 \text{ m.c.a.}}{10^3 \text{ mm.c.a.}} = 0,01 \text{ m.c.a.}$$

$$F_{D,total} = 0,12 \text{ N}$$

$$F_{D,dummy} = 0,06 \text{ N}$$

La densidad del aire se ha obtenido a partir de la (Ec. 6.1).

$$\rho_a = \frac{P_{atm}}{R' T} = \frac{101000}{287 \cdot 295} = 1,1929 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

La altura manométrica se puede expresar como diferencia de presiones mediante la (Ec. 6.2).

$$\Delta p = \rho g \Delta h = 1000 \cdot 9,81 \cdot 0,01 = 98,1 \text{ Pa}$$

Y por la (Ec. 6.3), se ha obtenido la velocidad del fluido.

$$c = \sqrt{\frac{2 \Delta p}{\rho_a}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 98,1}{1,1929}} = 12,8245 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Como se está calculando el coeficiente de arrastre, la fuerza que actúa sobre el modelo será la total menos la que ejerce el flujo sobre el *dummy*.

$$F_{D,modelo} = F_{D,total} - F_{D,dummy} = 0,12 - 0,06 = 0,06 \text{ N}$$

Se ha calculado el coeficiente de arrastre del alerón en estas condiciones de ensayo. Se recuerda que el área de referencia es la planta del alerón, calculada como la longitud de cuerda de este por su ancho.

$$A = L H = 0,1 \cdot 0,095 = 0,0095 \text{ m}^2$$

$$C_{D,modelo} = \frac{F_{D,modelo}}{\frac{1}{2} \rho_a c^2 A} = \frac{0,06}{\frac{1}{2} \cdot 1,1929 \cdot 12,8245^2 \cdot 0,0095} = 0,064381$$

Por último, se han calculado los números adimensionales de Reynolds y de Mach.

$$Re_{modelo} = \frac{\rho_a c L}{\mu} = \frac{1,1929 \cdot 12,8245 \cdot 0,1}{1,8 \cdot 10^{-5}} = 84993,5$$

$$Ma = \frac{c}{a} = \frac{12,8245}{340} = 0,038 < 0,3$$

Como se ha comentado anteriormente, una vez realizados los cálculos de todos los ensayos se han comparado los resultados obtenidos en los ensayos 1, 2 y 3. No obstante, pese a que los ángulos a los que se han realizado los ensayos son los mismos, el número de Reynolds ha variado ya que este depende de la densidad del aire de ese día. Además, los experimentos se han realizado a las mismas alturas manométricas, pero eso no implica que sea a las mismas velocidades debido a la dependencia con la densidad del aire.

Viendo que las condiciones atmosféricas de los ensayos 2 y 3 son iguales, se ha optado por interpolar linealmente los números de Reynolds del ensayo 1 para obtener los mismos que en los otros dos días. Una vez que los números adimensionales son iguales en los tres ensayos, se cumplen las leyes de semejanza y puede equipararse los diferentes coeficientes de lift y drag. Así, se tiene que, para un ángulo de ataque de 0°:

$\Delta h \text{ (mm.c.a)}$	Re Ensayo 1	Re Ensayo 2	Cd Ensayo 1
10	84993,5	85424,6	0,064381
20	120199	120808,6	0,091207

Tabla 6.3. Puntos de la interpolación lineal.

Luego

$$C_{D,interp} = 0,064381 + (0,064381 - 0,091207) \frac{85424,6 - 84993,5}{120199 - 84993,5} = 0,064709$$

Y finalmente, se haría la media de los 3 coeficientes de drag.

$$C_D = \frac{0,064709 + 0,053651 + 0,064381}{3} = 0,060914$$

6.4. Resultados

En este apartado se expresan los resultados del perfil de velocidades aguas arriba, así como los diferentes coeficientes de arrastre y sustentación calculados en los distintos ensayos, todos ellos representados en forma de tablas. Los datos experimentales se muestran con más detalle en el Anexo

C. Resultados de los ensayos en túnel de viento.

- Perfil de velocidades

<i>Altura</i>	<i>Pitot</i>	<i>Velocidad</i>
y (mm)	Δh (mm.c.a)	c (m/s)
21	8	11,4392
25	10	12,7894
30	12	14,0101
35	16	16,1774
40	18	17,1587
45	19	17,6289
50	18	17,1587
55	19	17,6289
60	17	16,6753
65	19	17,6289
70	19	17,6289
75	18	17,1587
80	20	18,0869
85	17	16,6753
90	19,5	17,8594
95	19	17,6289
100	18,5	17,3954
110	17	16,6753
120	19	17,6289
130	20	18,0869
140	20	18,0869
150	18	17,1587
160	16	16,1774

Tabla 6.4. Perfil de velocidades.

- Esfera

Reynolds	42613,5	60264,6	73808,8	85227,0	95286,7	104381,4	112744,7	120529,2	124238,7
C_D	0,467	0,467	0,450	0,428	0,415	0,389	0,363	0,357	0,330

Tabla 6.5. Coeficientes de drag de la esfera.

- Media de ensayos 1, 2 y 3

α (°)\Re	C_L								
	85424,6	120808,6	147959,7	170849,1	191015,1	209246,6	226012,1	241617,1	249053,3
0	0,1647	0,2076	0,2182	0,2281	0,2311	0,2336	0,2348	0,2370	0,2353
3	0,2792	0,3221	0,3365	0,3450	0,3443	0,3523	0,3495	0,3463	0,3444
6	0,3865	0,4383	0,4471	0,4589	0,4607	0,4612	0,4604	0,4637	0,4625
9	0,5082	0,5544	0,5664	0,5670	0,5753	0,5826	0,5845	0,5876	0,5846
12	0,6689	0,6941	0,7178	0,7233	0,7264	0,7312	0,7243	0,7275	0,7246
15	0,7978	0,8389	0,8525	0,8594	0,8549	0,8537	0,8603	0,8521	0,8457
18	0,9016	0,9462	0,9634	0,9674	0,9594	0,9633	0,9607	0,9583	0,9515
35	1,4310	1,4703	1,4905	1,4971	1,4966	1,5042	1,4988	1,4115	
45	0,9229	0,9605	0,9754	0,9783	0,9770	0,9839	0,9738	0,9200	
55	0,7835	0,8443	0,8549	0,8601	0,8624	0,8642	0,8428		

Tabla 6.6. Media de los coeficientes de lift de los ensayos 1-3.

		C_D								
$alpha(^{\circ}) \backslash Re$		85424,6	120808,6	147959,7	170849,1	191015,1	209246,6	226012,1	241617,1	249053,3
0		0,0609	0,0804	0,0822	0,0788	0,0809	0,0829	0,0842	0,0764	0,0744
3		0,0823	0,0984	0,0990	0,0975	0,0987	0,1026	0,1032	0,0991	0,1000
6		0,1109	0,1235	0,1240	0,1261	0,1238	0,1258	0,1245	0,1214	0,1176
9		0,1431	0,1592	0,1610	0,1619	0,1624	0,1621	0,1610	0,1531	0,1521
12		0,1896	0,2075	0,2123	0,2145	0,2111	0,2146	0,2145	0,2111	0,2084
15		0,2432	0,2641	0,2668	0,2670	0,2633	0,2692	0,2636	0,2623	0,2753
18		0,3058	0,3243	0,3214	0,3267	0,3312	0,3352	0,3295	0,3470	0,4601
35		0,6975	0,7214	0,7395	0,7429	0,7473	0,7459	0,7482	0,7169	
45		0,8370	0,8716	0,8777	0,8810	0,8837	0,8864	0,8804	0,8687	
55		1,0768	1,1208	1,1328	1,1299	1,1333	1,1105			

Tabla 6.7. Media de los coeficientes de drag de los ensayos 1-3.

- Ensayo nº4 (22/05/2018)

		C_L							
$alpha(^{\circ}) \backslash Re$		85113,3	120368,4	147420,6	170226,7	190319,2	208484,2	225188,7	240736,9
0		0,4369	0,4806	0,4806	0,4769	0,4820	0,4757	0,4722	0,4633
3		0,6990	0,6990	0,7063	0,6990	0,7048	0,6808	0,6834	0,6772
6		0,8592	0,8701	0,8640	0,8646	0,8446	0,8386	0,8145	0,8128
9		1,0048	0,9793	0,9830	0,9793	0,9771	0,9733	0,9705	0,9520
12		1,1723	1,1723	1,1626	1,1468	1,1417	1,1480	1,1192	1,0949
15		1,2815	1,2815	1,2912	1,3124	1,3048	1,2791	1,2544	1,2310
18		1,4635	1,4599	1,4514	1,4490	1,4635	1,4295	1,4136	1,4116
20		1,4999	1,4999	1,5024	1,5163	1,5130	1,4866	1,4573	1,4514
25		1,6820	1,6856	1,6528	1,6510	1,6339	1,6237	1,6216	1,6193
30		1,5655	1,4380	1,3616	1,3124	1,3004	1,3045	1,2857	1,2660
40		1,2451	1,2487	1,2524	1,2669	1,2582	1,2633	1,2461	
45		1,2378	1,2160	1,2281	1,2160	1,2334	1,2342	1,2295	
50		1,1504	1,1541	1,1674	1,1887	1,1679	1,1796	1,1572	
55		1,0922	1,0958	1,0995	1,0995	1,0922	1,0970	1,1045	

Tabla 6.8. Coeficientes de lift del ensayo nº4.

α (°)\Re	C_D							
	85113,3	120368,4	147420,6	170226,7	190319,2	208484,2	225188,7	240736,9
0	0,0655	0,0765	0,0825	0,0892	0,0932	0,0947	0,0936	0,0947
6	0,1092	0,1274	0,1262	0,1311	0,1340	0,1347	0,1321	0,1283
12	0,2112	0,2294	0,2257	0,2294	0,2301	0,2803	0,2132	0,2175
15	0,3349	0,3204	0,3155	0,3113	0,3044	0,3070	0,3016	0,2990
25	0,5242	0,5279	0,5267	0,5224	0,5199	0,5182	0,5149	0,5068
35	0,8737	0,8628	0,8810	0,9029	0,8956	0,8895	0,8758	0,8718
45	1,1359	1,1431	1,1529	1,1741	1,1679	1,1589	1,1494	
55	1,4344	1,4708	1,4708	1,4908	1,4970	1,4939	1,4988	

Tabla 6.9. Coeficientes de drag del ensayo nº4.

- Ensayo nº5 (22/05/2018)

α (°)\Re	C_L							
	85113,3	120368,4	147420,6	170226,7	190319,2	208484,2	225188,7	240736,9
0	0,3713	0,4005	0,4175	0,4114	0,4136	0,4065	0,3942	0,3932
6	0,7572	0,7718	0,7742	0,7754	0,7660	0,7621	0,7624	0,7445
12	1,0703	1,0995	1,0970	1,0995	1,0980	1,0740	1,0683	1,0689
15	1,2232	1,2305	1,2305	1,2287	1,2291	1,2063	1,2035	1,2029
18	1,3980	1,3907	1,3980	1,3816	1,3674	1,3628	1,3585	1,3475
20	1,5072	1,4490	1,4684	1,4599	1,4388	1,4393	1,4375	1,4145
25	1,6383	1,6201	1,6140	1,6055	1,5829	1,5982	1,5717	1,5630
30	1,5946	1,5982	1,5242	1,4690	1,4679	1,4587	1,4396	1,4320
40	1,2815	1,2815	1,2936	1,2888	1,2582	1,2512	1,2565	
50	1,1796	1,1723	1,1844	1,1868	1,2043	1,1953	1,1863	
55	1,1504	1,1431	1,1213	1,1122	1,1126	1,1092	1,0967	

Tabla 6.10. Coeficientes de lift del ensayo nº5.

α (°)\Re	C_D							
	85113,3	120368,4	147420,6	170226,7	190319,2	208484,2	225188,7	240736,9
0	0,0947	0,0983	0,0971	0,1001	0,0961	0,0959	0,0967	0,0983
6	0,1456	0,1456	0,1383	0,1383	0,1311	0,1311	0,1279	0,1247
12	0,2476	0,2585	0,2573	0,2512	0,2505	0,2512	0,2496	0,2456
15	0,3277	0,3313	0,3277	0,3204	0,3233	0,3301	0,3214	0,3223
25	0,5534	0,5570	0,5582	0,5479	0,5461	0,5218	0,5190	0,5058
35	0,9174	0,9065	0,9029	0,8974	0,8752	0,8786	0,8644	0,8563
45	1,1723	1,1868	1,1844	1,1759	1,1461	1,1541	1,1483	
55	1,4854	1,4963	1,4999	1,4999	1,4897	1,4963	1,5044	

Tabla 6.11. Coeficientes de drag del ensayo nº5.

6.5. Gráficos

A continuación, se encuentran los gráficos con la información más significativa acorde a los objetivos del presente trabajo. El resto de representaciones visuales gráficas menos relevantes se encuentran en el Anexo C. Resultados de los ensayos en túnel de viento. Toda esta información se analiza y discute en mayor profundidad en el apartado Correlación de resultados.

- Perfil de velocidades

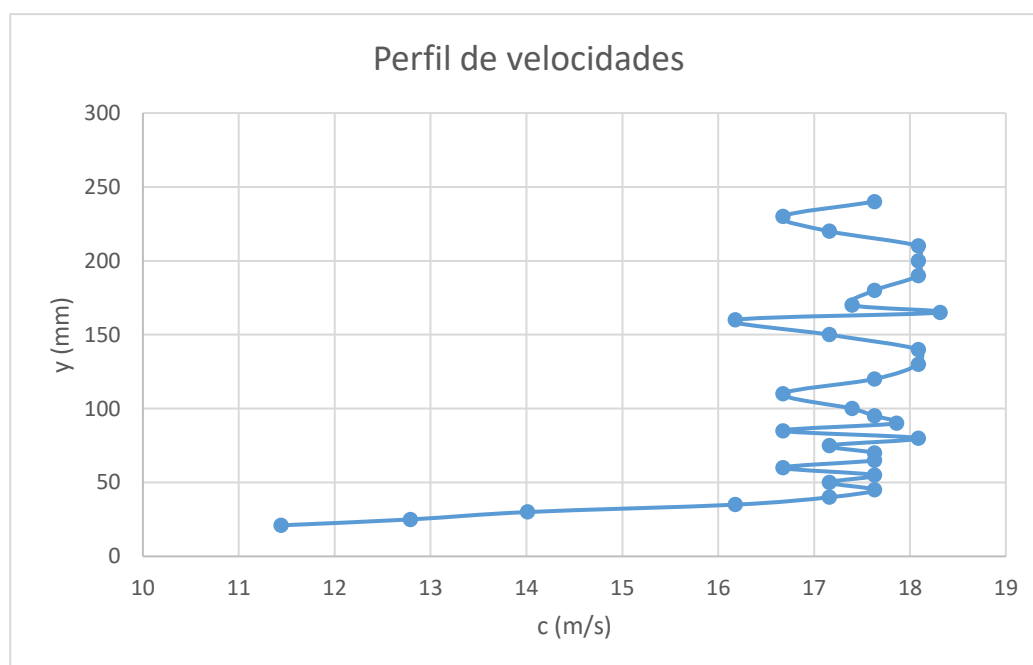


Figura 6.8. Perfil de velocidades aguas arriba.

- Esfera

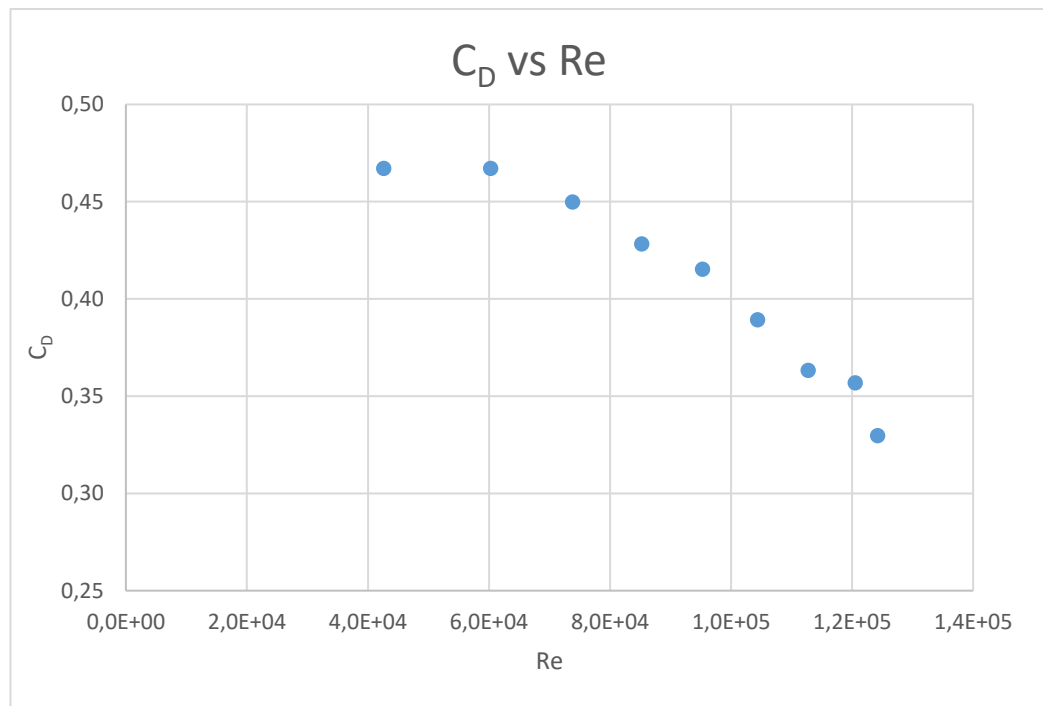


Figura 6.9. C_D vs Re . Ensayo esfera.

- Media de ensayos

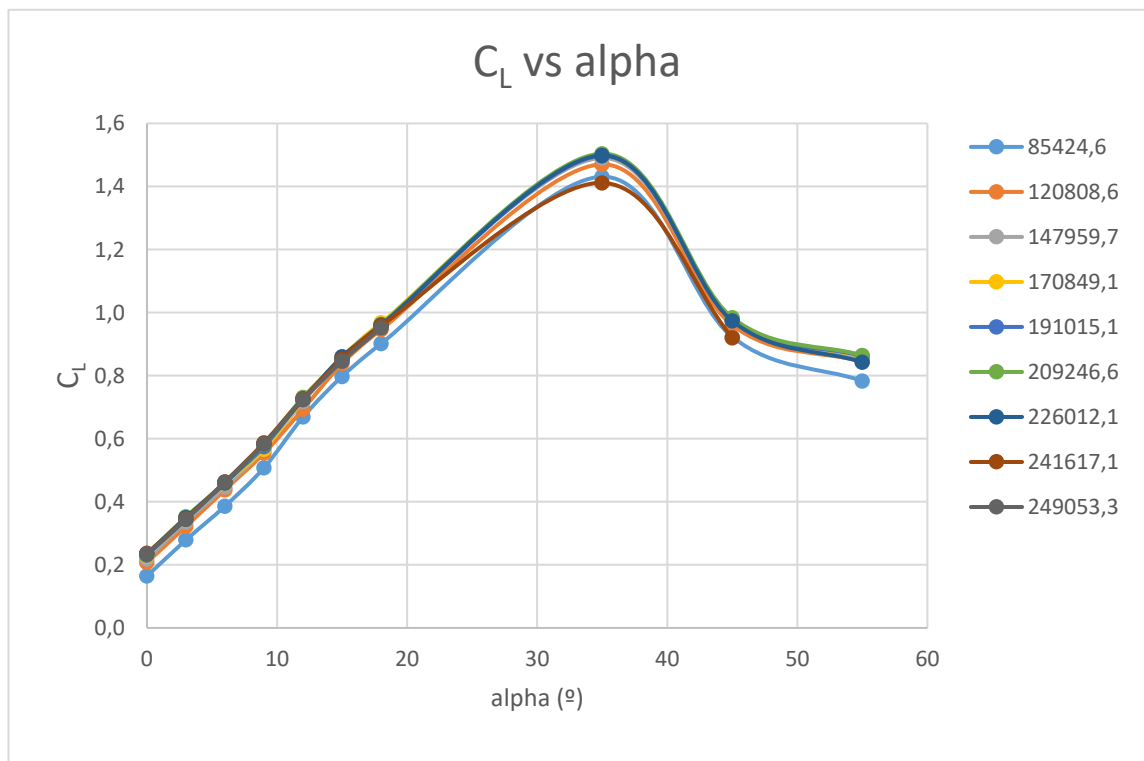
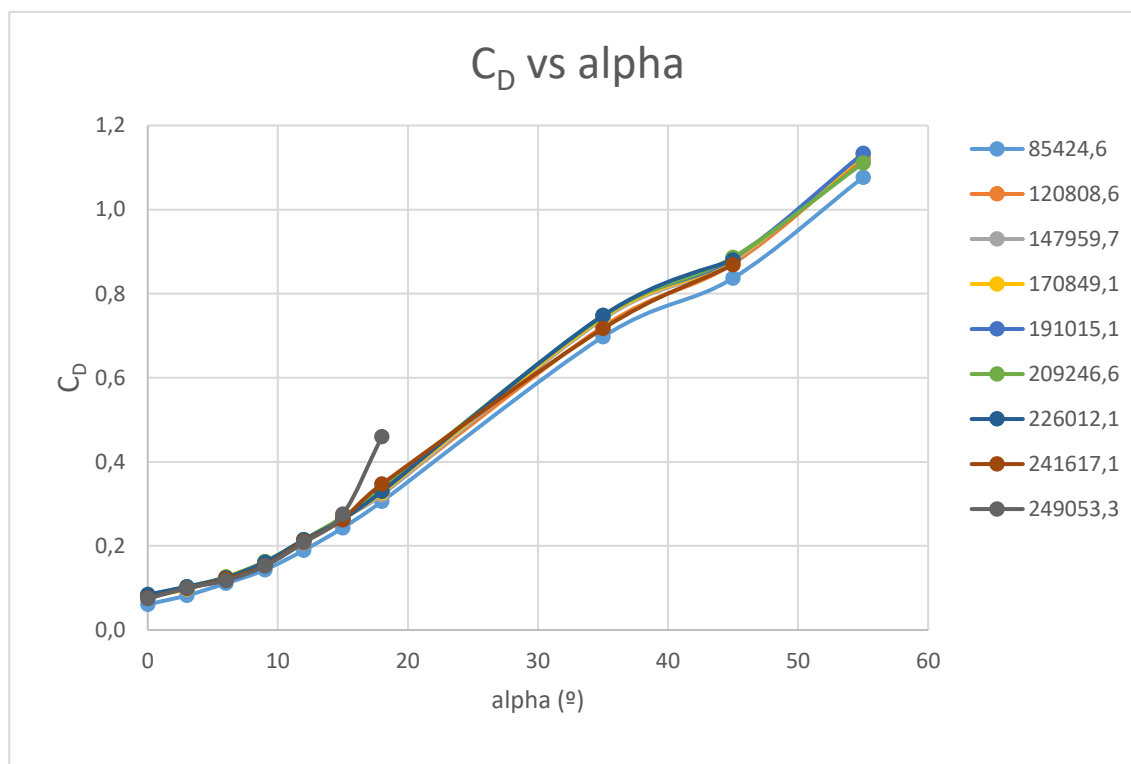
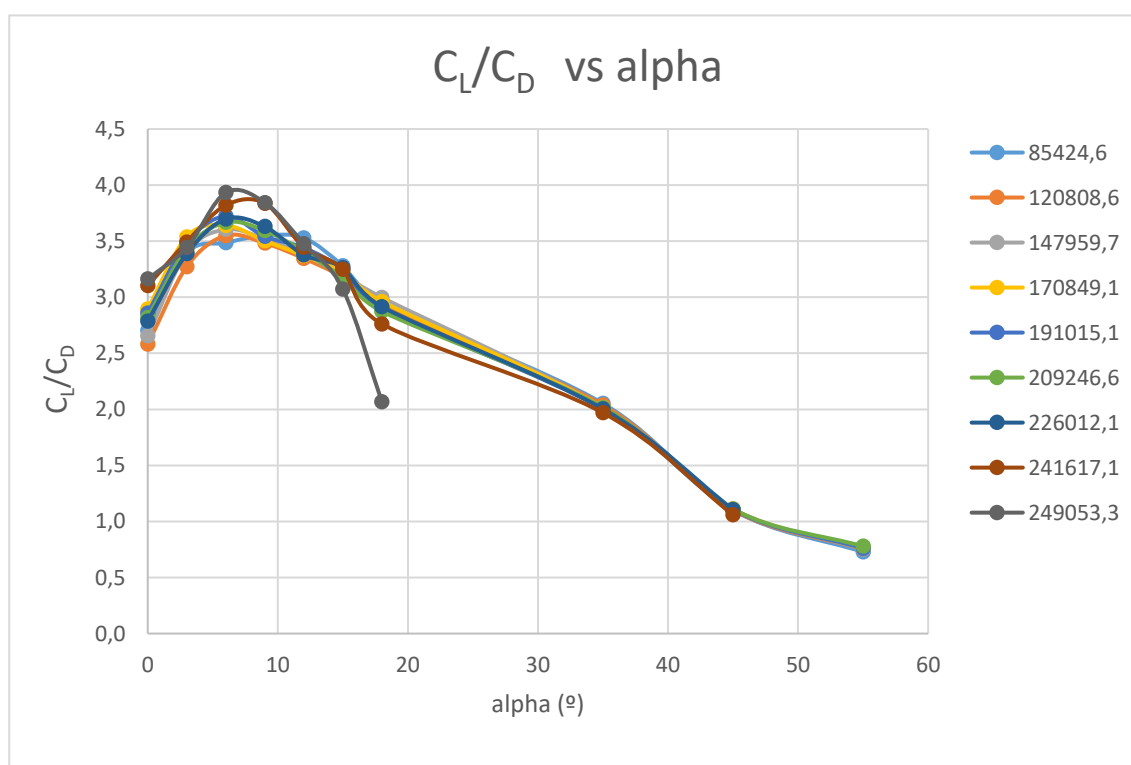


Figura 6.10. C_L vs α para diferentes Re . Media de ensayos.

Figura 6.11. C_D vs α para diferentes Re. Media de ensayos.Figura 6.12. C_L/C_D vs α para diferentes Re. Media de ensayos.

• Ensayo nº4 (22/05/2018)

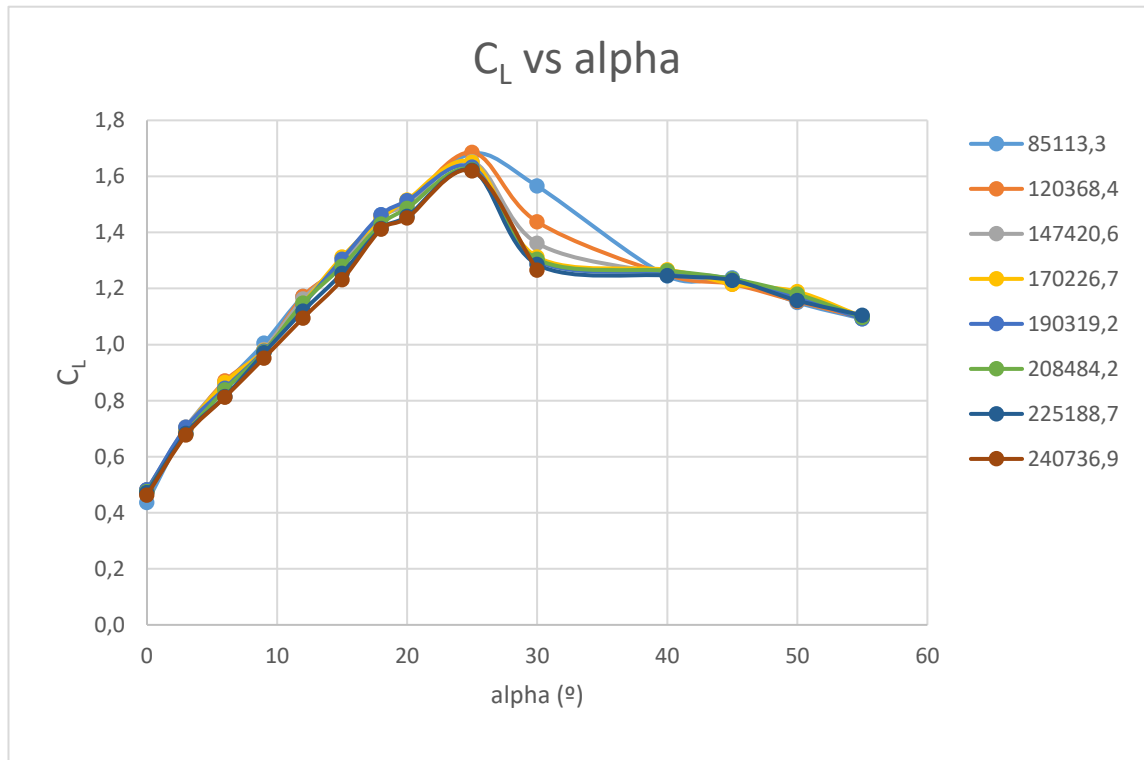


Figura 6.13. C_L vs α para diferentes Re . Ensayo nº4.

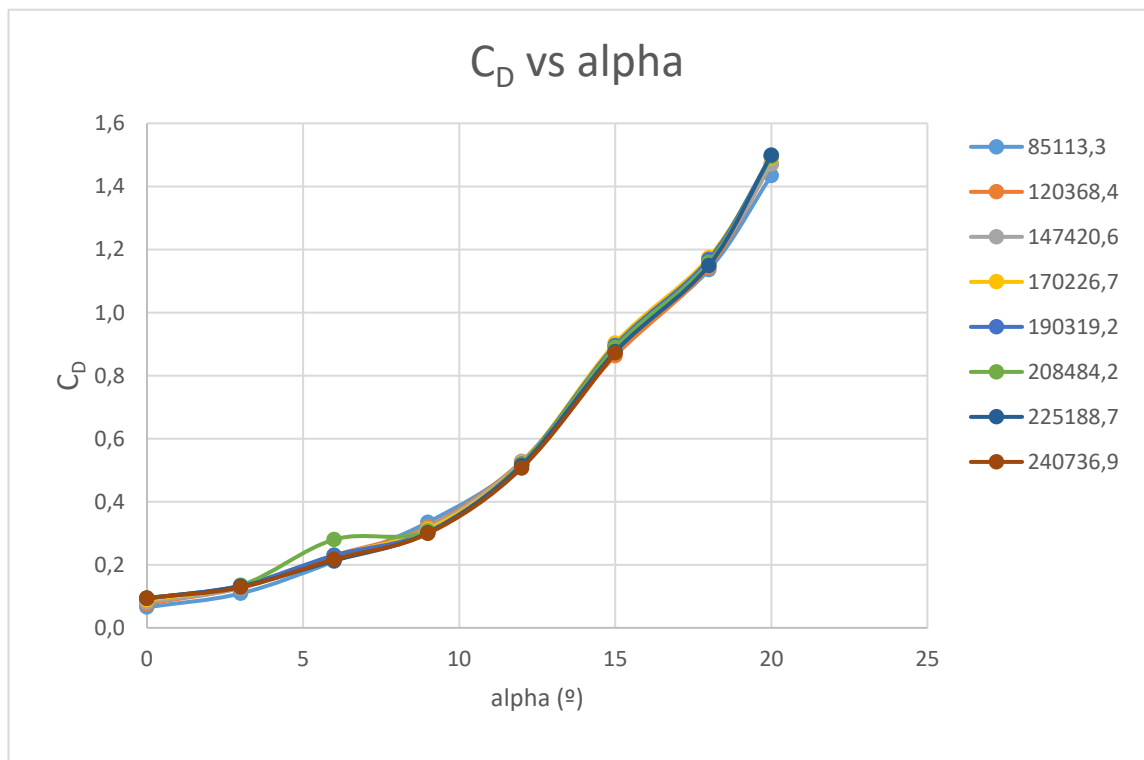


Figura 6.14. C_D vs α para diferentes Re . Ensayo nº4.

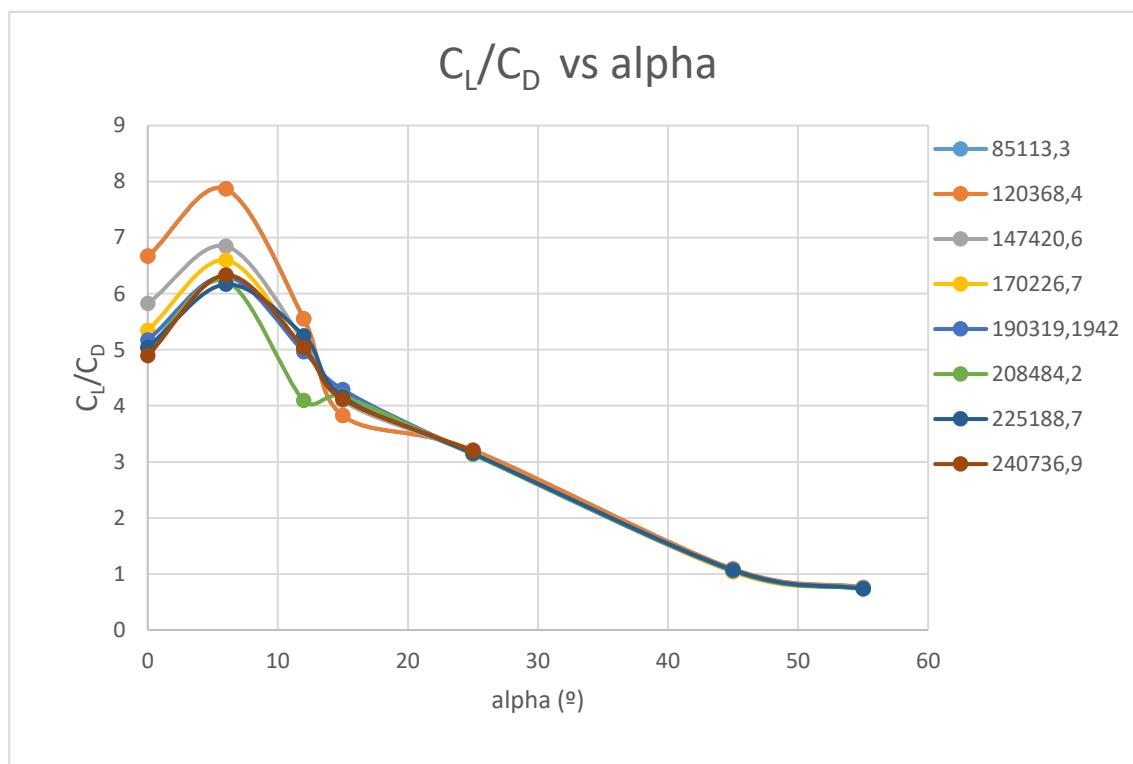


Figura 6.15. C_L/C_D vs α para diferentes Re. Ensayo nº4.

- Ensayo nº4 (22/05/2018)

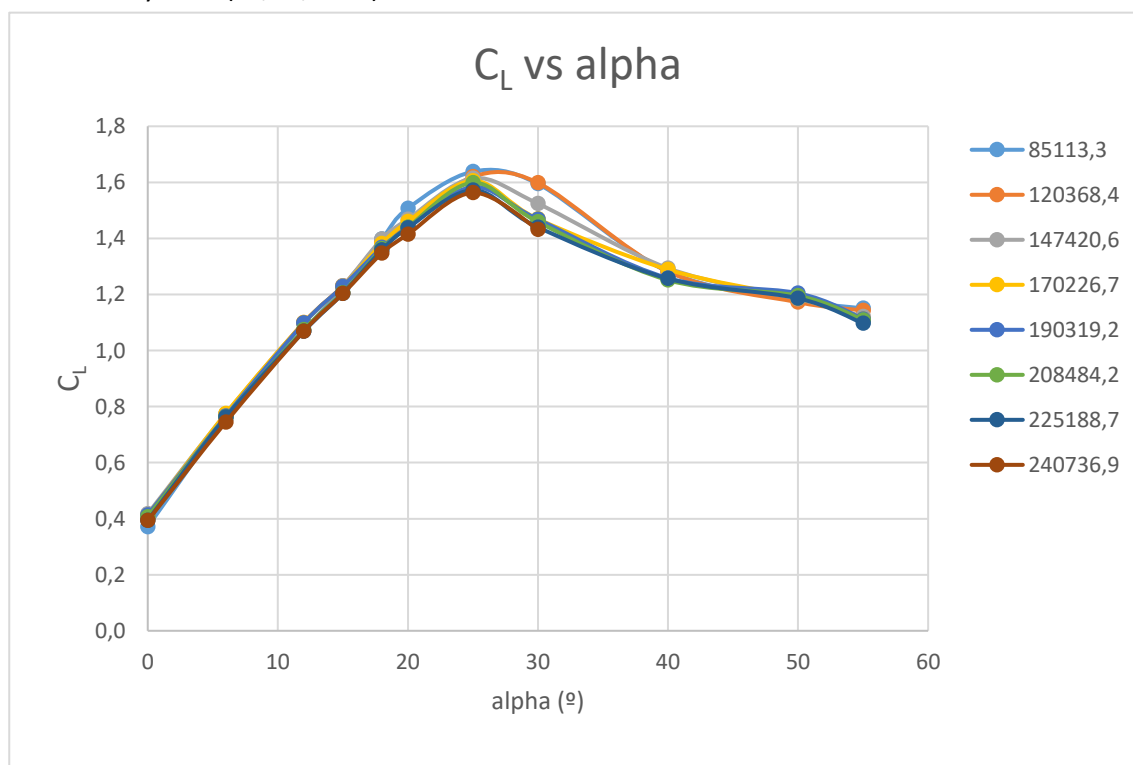


Figura 6.16. C_L vs α para diferentes Re. Ensayo nº5.

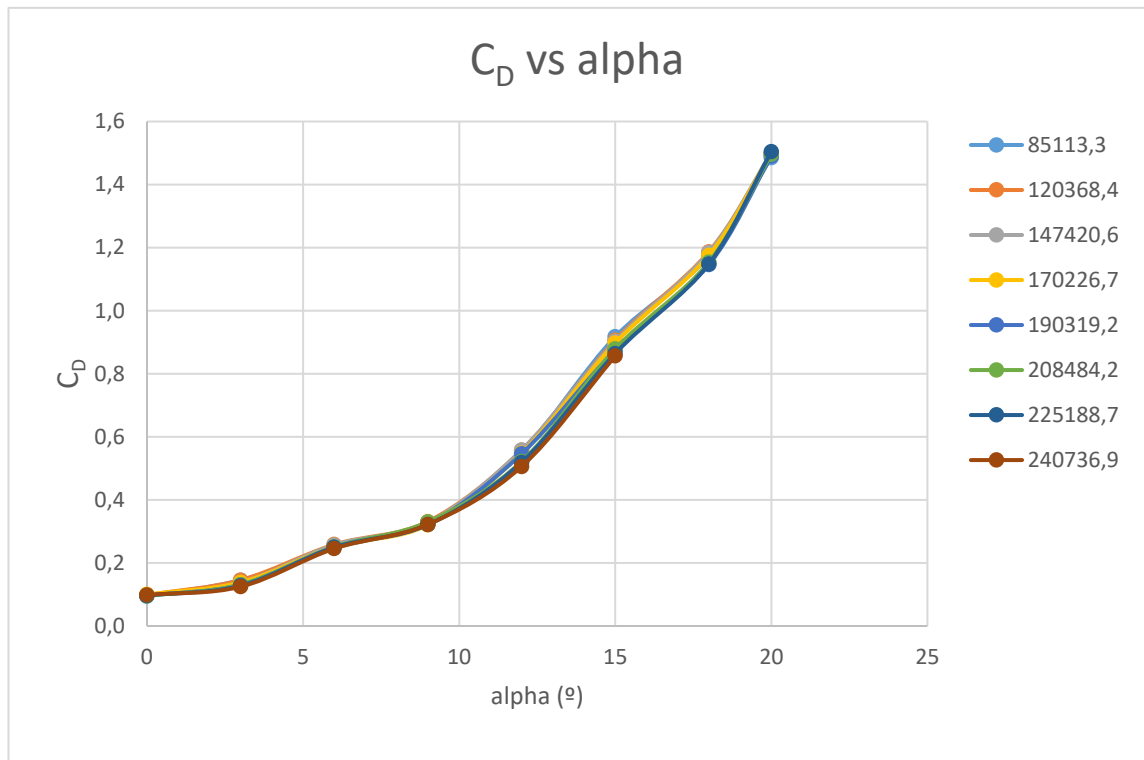


Figura 6.17. C_D vs alpha para diferentes Re. Ensayo nº5.

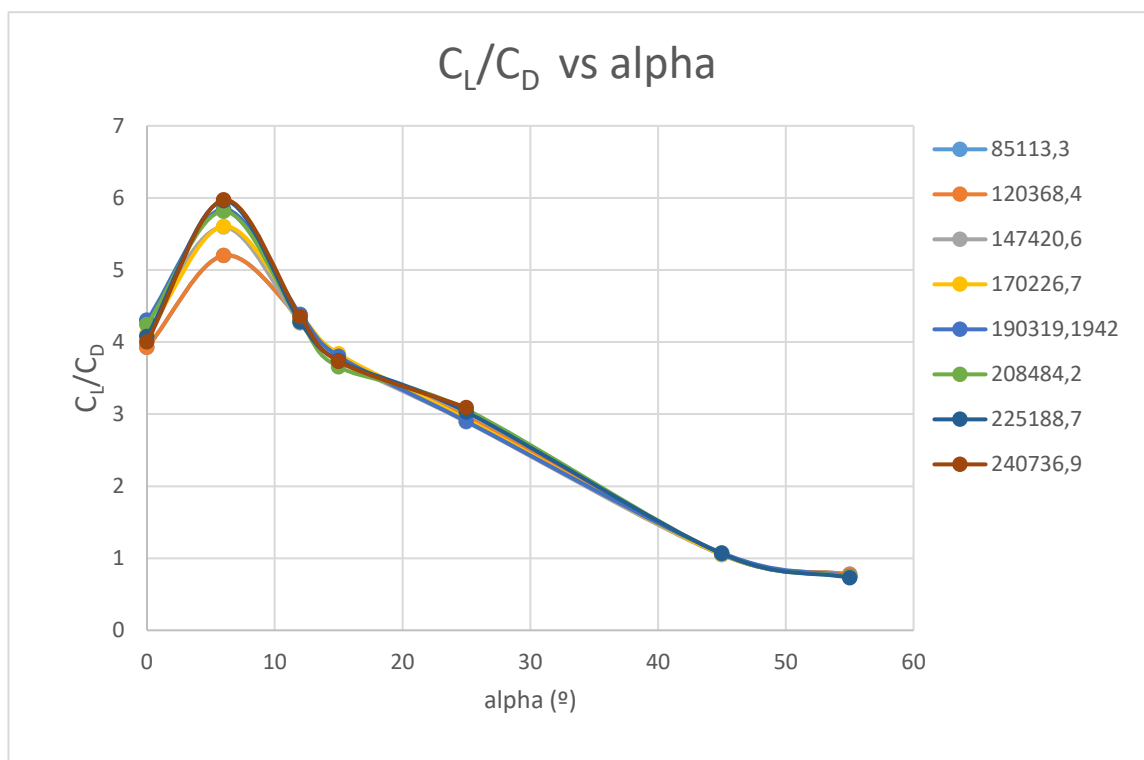


Figura 6.18. C_L/C_D vs alpha para diferentes Re. Ensayo nº5.

7. Método de Elementos Finitos (MEF)

El Método de Elementos Finitos se fundamenta en la idea de dividir un objeto complicado en partes pequeñas y fácilmente manipulables. Esta simple idea tiene muchas aplicaciones en la vida cotidiana, tales como las construcciones de edificios o la aproximación del área de un círculo. Gracias a estas simplificaciones, el MEF permite realizar simulaciones numéricas de alta complejidad para el análisis y el diseño de diferentes modelos de estudio. Este aspecto implica que sea el método más utilizado en el análisis en Ingeniería.

7.1. Sistemas discretos y sistemas continuos. Funciones de forma

El MEF solo puede tratar con sistemas discretos, esto es sistemas en los que pueden visualizarse diferentes partes separadas, conectadas normalmente mediante nodos. Cuando esto no sucede se habla de sistemas continuos.

La realidad es continua, esto significa que cualquier fluido o sólido deformable puede ser adecuadamente modelizado por aplicaciones continuas, en particular, que las magnitudes relevantes tales como la densidad del medio, la velocidad o las tensiones vienen descritas por algún tipo de campo continuo (escalar en el caso de la densidad, vectorial para la velocidad o tensorial para las tensiones). Además, la gran mayoría de leyes físicas que describen las geometrías y ecuaciones de la realidad están expresadas mediante ecuaciones diferenciales parciales (EDPs), las cuales suelen ser complicadas de resolver analíticamente. Para evitar este problema, mediante modelos matemáticos se discretizan estos sistemas para así poder resolverlos utilizando métodos numéricos. El MEF es el medio utilizado para resolver estas aproximaciones.

Tomando, por ejemplo, una función u que actúa como una variable dependiente en una ecuación diferencial. Esta función puede ser aproximada mediante otra función u_h utilizando combinaciones lineales de funciones bases o funciones de forma de acuerdo a

$$u \approx u_h = \sum_i u_i \psi_i \quad (\text{Ec. 7.1})$$

Donde ψ_i denota las funciones de forma, y u_i denota los coeficientes de las funciones u_h que aproximan u .

Estas funciones de forma toman un valor unitario en su respectivo nodo, y se anulan en el resto. En la (Ec. 7.1) se muestran dos ejemplos: uno con 7 nodos y otro con 9.

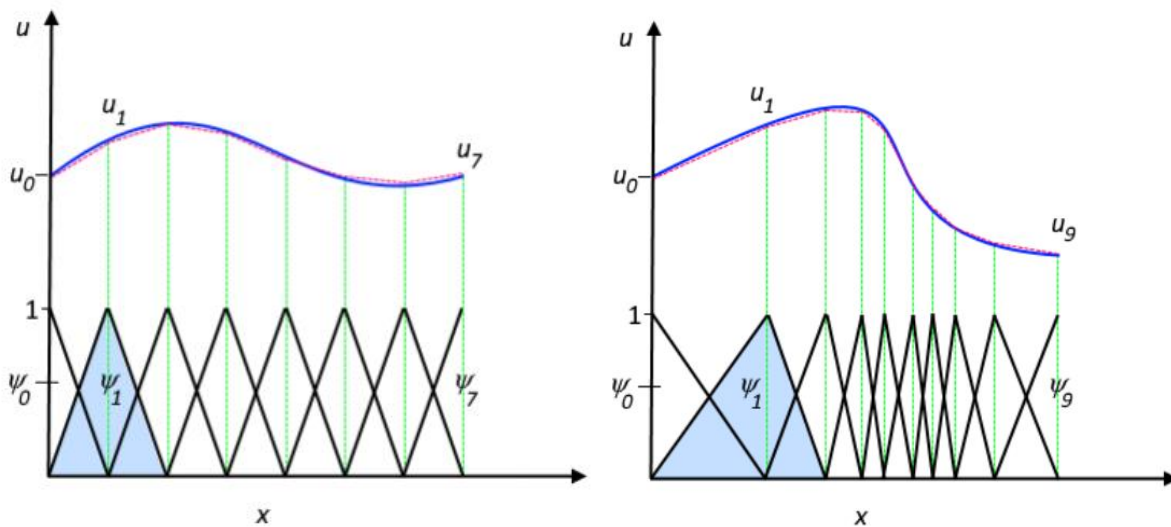


Figura 7.1. Función u (línea azul continua) aproximada con u_h (línea roja discontinua).

Las principales ventajas de tratar con este tipo de aproximaciones es que presentan una gran facilidad de manipulación y análisis, lo cual permite su resolución de forma sistemática mediante simulación computacional. Existe la libertad de escoger el tipo de elemento para discretizar o las funciones de forma. Por ejemplo, los elementos no necesariamente tienen que estar distribuidos uniformemente como en la primera gráfica de la Figura 7.1, puede haber una mayor concentración de estos en una zona donde el gradiente de la función a aproximar es elevado como se muestra en la segunda gráfica de la Figura 7.1.

Ambas gráficas muestran interpolaciones mediante funciones de forma lineales, las cuales no presentan una elevada eficiencia, ya que solo toman un valor diferente de 0 en un intervalo muy pequeño y además se solapan entre ellas. El tipo de función de forma escogido variará en función del problema.

7.2. Tipos de elementos

Como se ha dicho anteriormente, según el problema tratado hay diferentes tipos de funciones de forma a escoger (de hecho, hay infinitos). En este apartado se explican los más comunes.

Para funciones lineales en problemas 2D y 3D, los elementos más utilizados se muestran en la Figura 7.2. Las funciones de forma están expresadas en función de la posición de los nodos de los elementos.

En 2D, los elementos rectangulares son habitualmente utilizados en problemas mecánico-estructurales, o para el mallado de la capa límite en simulación computacional fluidodinámica (CFD). Su analogía en 3D son los elementos hexaédricos, los cuales son utilizados de forma similar. Los elementos triangulares y sus análogos en 3D (tetraédricos) se utilizan para rellenar aquellas zonas que los otros elementos no pueden cubrir debido a sus características geométricas.

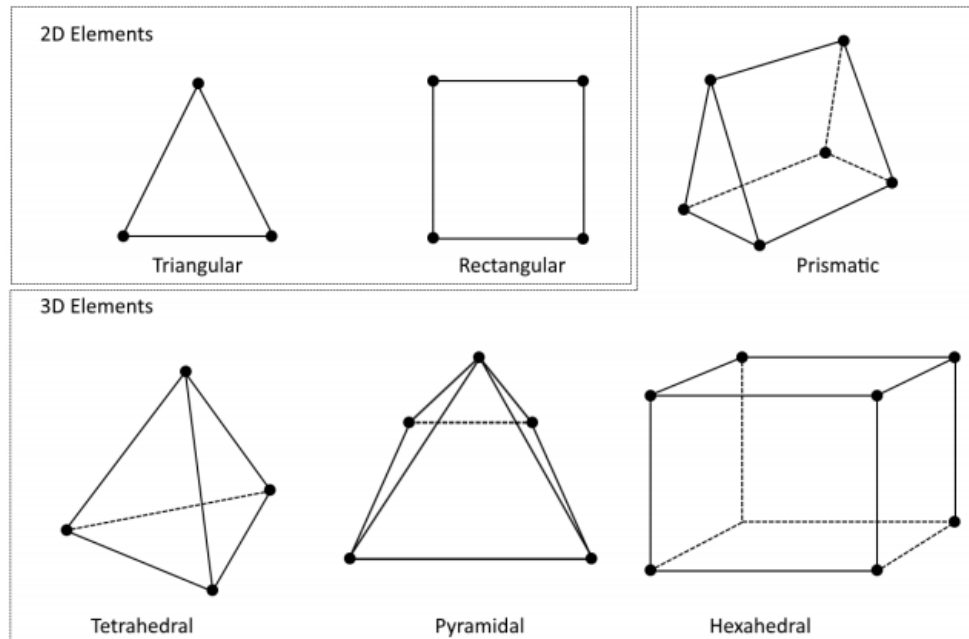


Figura 7.2. Geometría de elementos lineales 2D y 3D.

Los correspondientes elementos de segundo orden (cuadráticos) se muestran en la Figura 7.3. En este tipo de elementos, las aristas y superficies que se encuentran en contacto con el contorno del dominio están habitualmente curvadas, mientras que las internas suelen ser rectas y planas. Los más comunes son los elementos Lagrangianos (formados por los nodos negros, grises y blancos) y los serendípticos (formados por los nodos blancos y negros).

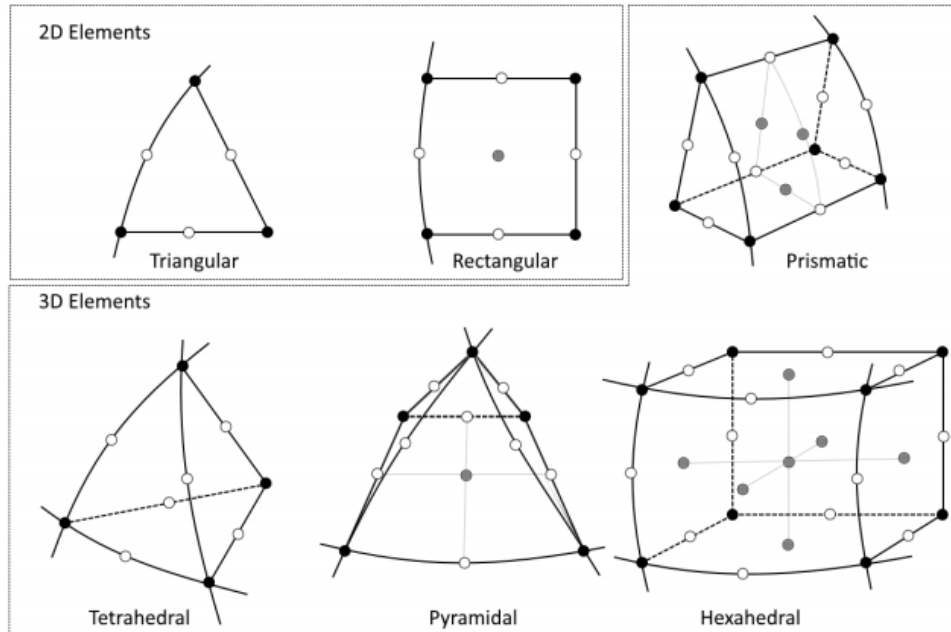


Figura 7.3. Geometría de elementos cuadráticos 2D y 3D.

7.3. Problemas lineales y no lineales

A continuación, se realizará una introducción teórica simple a cómo se resuelven computacionalmente problemas de elementos finitos para luego abordar con una mayor facilidad los puntos a tratar.

Empezando con el sistema lineal más simple posible

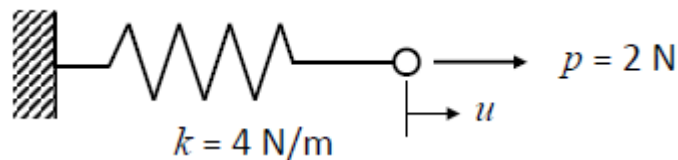


Figura 7.4. Sistema lineal.

Este sistema será lineal geoméricamente siempre que k y p no dependan de u . En el caso de que el coeficiente p fuera nulo, la función pasaría por el eje de coordenadas y el sistema sería también lineal algebraicamente, pero ese no es el caso de estudio. La función a tratar sería:

$$f(u) = p - k u = 2 - 4 u$$

(Ec. 7.2)

Los pasos a seguir para resolver $f(u) = 0$ son:

- 1) Empezar en un punto, $u_0 = 0$
- 2) Calcular $f(u_0)$
- 3) Calcular la primera derivada $f'(u_0)$
- 4) Resolver $u_{\text{solucion}} = u_0 - f(u_0)/f'(u_0)$

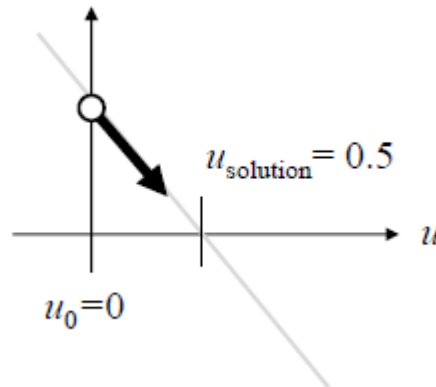


Figura 7.5. Solución del sistema lineal.

Como es un problema lineal se converge en la primera iteración independientemente del punto inicial escogido. Con sistemas no lineales no sucede lo mismo. Se procede ahora a resolver un nuevo ejemplo:

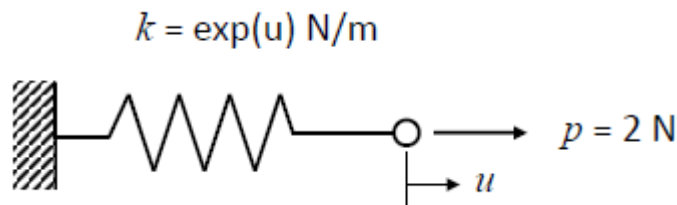


Figura 7.6. Sistema no lineal.

Se observa ahora que uno de los coeficientes depende de la variable u . La resolución aquí se haría linealizando el problema inicial y luego iterando. Este método es conocido como el método de Newton.

- 1) Iniciar $i = 0$
- 2) Asumir linealidad, $u_i = 0$
- 3) Calcular $f(u_i)$
- 4) Calcular la primera derivada $f'(u_i)$
- 5) Resolver $u_{i+1} = u_i - f(u_i)/f'(u_i)$
- 6) Se vuelve al paso 3) con $i = i + 1$, tomando como nuevo punto inicial el último resultado

Se termina a un número prefijado de iteraciones o cuando haya convergido, es decir, cuando

$$\|u_i - u_{i-1}\| \& \|f_i - f_{i-1}\| < Tolerancia$$

(Ec. 7.3)

i	u_i	$f(u_i)$	$ u_{i-1} - u_i $	$ f(u_{i-1}) - f(u_i) $
0	0.000	2.000		
1	2.000	-12.77	2.000	10.77
2	1.424	-3.915	0.576	8.855
3	1.035	-0.914	0.389	3.001
4	0.876	-0.104	0.159	0.810
5	0.853	0.002	0.023	0.102
6	0.852	0.001	0.001	0.001

Figura 7.7. Convergencia del sistema no lineal.

Una técnica utilizada para acelerar la convergencia es el llamado *damping*. Consiste en, si la iteración es muy larga, reducir el salto que se está produciendo. A nivel matemático:

Si $\|f(u_{i+1})\| \gg \|f(u_i)\|$

Calculamos $\Delta u = u_{i+1} - u_i$

Seleccionamos el coeficiente de dampeo " α " tal que $0 < \alpha < 1$

Utilizamos para la siguiente iteración $f(u_{i+1} + \alpha \Delta u)$

No obstante, hay determinados problemas en los que estos métodos no sirven, como por ejemplo empezando en un punto inicial muy lejano a la solución, intentando resolver un problema sin soluciones...

7.4. Etapas de cálculo

Desde el punto de vista de la programación algorítmica modular, las tareas necesarias para llevar a cabo un cálculo mediante un programa MEF se dividen en:

- **Preproceso:** constituye todos los pasos referentes a la definición del modelo, tales como las especificaciones geométricas, la asignación de propiedades a los materiales, las condiciones de contorno e iniciales, o la generación de la malla. Este último paso es una parte clave cuando se trata con geometrías o problemas complejos, y no se trata de una operación trivial. La calidad de los resultados depende directamente de la calidad de la malla, ya que la aproximación de funciones mediante funciones de forma conlleva a un cierto grado de error. En ocasiones es necesario realizar ciertas operaciones de regulación de la malla y preacondicionamiento para así asegurar la correcta convergencia de los cálculos (como se ha visto en el caso de los problemas no lineales).
 - **Proceso:** consiste en la resolución de las ecuaciones que rigen el problema tratado aplicando todas las condiciones y especificaciones definidas en el pre-proceso. Si se trata de un problema lineal, se resuelve un sistema de N ecuaciones lineales y N incógnitas. En el caso de un problema no lineal, el cálculo consiste en una sucesión finita de sistemas de N ecuaciones y N incógnitas que deben resolverse una a continuación de otra.
 - **Postproceso:** incluye todo el posterior tratamiento de los resultados generados en el proceso. Este tratamiento consiste no solo en visualizar los resultados, sino en la interpretación de los mismos. Además, el proceso proporciona valores de cierto conjunto de funciones en los nodos de la malla que define la discretización, y en el postproceso se calculan magnitudes derivadas de los valores obtenidos para los nodos, y en ocasiones se aplican operaciones de suavizado, interpolación e incluso determinación de errores.
- Con el MEF se pueden llegar a resolver problemas tan complejos que generan una enorme cantidad de datos que conviene ser procesados para hacerlos más comprensibles e ilustrar diferentes aspectos del problema.

7.5. Introducción al CFD

En la ingeniería, los dos métodos esenciales utilizados en el diseño y análisis de sistemas relacionados con el flujo de fluidos son la experimentación y el cálculo. El primero, generalmente, se basa en la construcción de modelos probados en instalaciones como, por ejemplo, túneles de viento. El cálculo, por otro lado, trata la resolución de ecuaciones diferenciales, tanto de manera analítica como

computacional. La dinámica de fluidos computacional (conocida como CFD por sus siglas en inglés), soluciona las ecuaciones del flujo de fluido mediante la simulación por ordenador.

En la actualidad, se aplican tanto el estudio experimental como el análisis CFD, utilizando ambos métodos de manera complementaria. La experimentación permite a los ingenieros encontrar propiedades globales, como pueden ser, por ejemplo, en el caso de la aerodinámica, las fuerzas de arrastre y sustentación o la caída de presión, pero aplican la simulación computacional para obtener detalles del campo de flujo: perfiles de presión, velocidades o líneas de corriente, por ejemplo.

El uso de herramientas computacionales CFD se emplea para acortar el proceso de diseño a través de estudios controlados cuidadosamente, reduciendo así la cantidad necesaria de experimentación. La dinámica de fluidos computacional en la actualidad maneja flujos laminares con facilidad, aunque los flujos turbulentos de interés práctico son imposibles de calcular sin basarse en los modelos de turbulencia para su resolución. Como ningún modelo de turbulencia es aplicable a todos los casos prácticos en la vida real, la solución obtenida depende de lo apropiada que haya sido la selección del modelo de turbulencia utilizado. Aun y así, los modelos de turbulencia habituales ofrecen unos buenos resultados para muchos de los problemas de ingeniería.

Primeramente, se analizan las ecuaciones diferenciales del flujo que se resuelven mediante simulación CFD, tratando luego el procedimiento de solución.

Para el flujo laminar estacionario de un fluido newtoniano, viscoso, incompresible y sin efectos de superficie libre, las ecuaciones de movimiento se componen de la ecuación de continuidad (Ec. 7.4) y la ecuación de Navier-Stokes (Ec. 7.5):

$$\vec{\nabla} \cdot \vec{c} = 0$$

(Ec. 7.4)

$$(\vec{c} \cdot \vec{\nabla}) \cdot \vec{c} = -\frac{1}{\rho} \vec{\nabla} P' + \nu \nabla^2 \vec{c}$$

(Ec. 7.5)

La primera de ellas es una ecuación de conservación de masa, mientras que la siguiente es una ecuación de transporte, la cual representa la transferencia de cantidad de movimiento lineal en el dominio computacional. \vec{c} es la velocidad del fluido, ρ su densidad y ν su viscosidad cinética. El término P' muestra la presión modificada, utilizada al no encontrar efectos de superficie libre y por lo tanto eliminando el término de la gravedad de la ecuación. Estas ecuaciones se aplican solo a flujos incompresibles, en los que se supone que la densidad y viscosidad cinemática son constantes. Por lo tanto, en un flujo tridimensional en coordenadas cartesianas se utilizan cuatro ecuaciones diferenciales

(la ecuación de continuidad, una ecuación escalar; y las 3 componentes de la ecuación de Navier-Stokes, de tipo vectorial), acopladas para cuatro incógnitas u, v, w (campo de velocidades) y P' .

Con tal de resolver de manera numérica ambas ecuaciones se realizan una serie de pasos detallados a continuación:

- Elección de un dominio computacional (la zona de estudio en la que se resolverán las ecuaciones de movimiento) y se genera el mallado de ésta. La malla, también conocida como red de nodos, es la subdivisión del dominio en elementos pequeños, conocidos comúnmente como celdas. Para casos de simulación en 2 dimensiones, las celdas son áreas, mientras que, en los casos tridimensionales, se tratan de volúmenes.

Una celda puede ser considerada como un pequeño volumen de control, en el que se realiza la resolución de las ecuaciones de conservación y transporte. La calidad de la solución es altamente dependiente de la calidad de la malla y del tamaño de las celdas, por lo que se recomienda siempre realizar un mallado adecuado del dominio computacional antes de proceder a la resolución del problema.

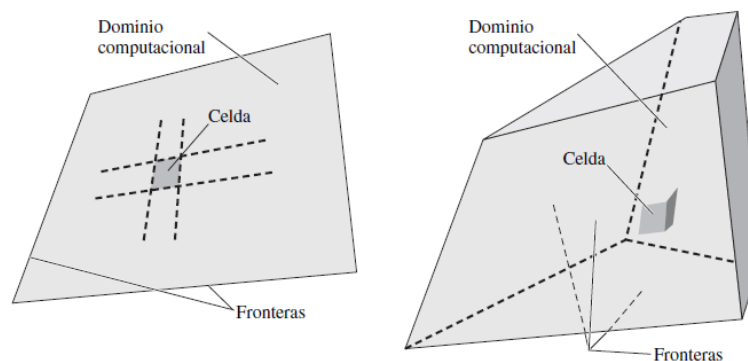


Figura 7.8. A la izquierda, dominio computacional 2-D. A la derecha, un caso 3-D.

- Se aplican las condiciones de frontera en cada lado del dominio computacional (en flujos 2-D) o en cada cara (para flujos 3-D). Las condiciones de frontera se tratarán con mayor detalle a continuación.
- Se introducen los datos característicos del fluido: su tipo (agua, aire, aceite, entre otros) y sus propiedades (densidad, temperatura, viscosidad, etc.). Estos datos suelen encontrarse en la base de datos del software CFD con el que se trabaja, por lo que se simplifica su introducción.
- Se escogen los algoritmos de solución y los parámetros numéricos de éstos. Estos datos son específicos del software CFD utilizados, por lo que, en caso de que su modificación sea necesaria, se tratarán en el apartado Simulación computacional de este Trabajo de Final de Grado.

- Se especifican los valores iniciales de las variables de campo de flujo para cada celda. Esta valoración inicial es una aproximación, por lo que pueden ser correctos o no, pero imprescindibles como punto de partida para el proceso iterativo. Se conocen como condiciones iniciales del problema, y en el caso de flujos no estacionarios, deben escogerse correctamente para obtener la solución deseada.
- Cuando se inicia el cálculo con los valores introducidos como condiciones iniciales, se resuelven de manera iterativa las formas discretizadas de las ecuaciones de continuidad y Navier-Stokes, de manera general en el centro de la celda. La solución numérica de la ecuación de Navier-Stokes sería exacta si, habiendo trasladado todos los términos a un lado de la ecuación, para obtener cero en el otro, la suma de estos términos, conocida como residuo, se volviera cero para cada celda del dominio. Lamentablemente, esta suma nunca es igual a cero, aunque es de esperar que su valor vaya reduciéndose a lo largo de las iteraciones. El residuo puede ser considerado como la pequeña desviación entre el resultado obtenido y el valor real, por lo que es importante su monitorización, con tal de determinar cuándo se considera que la solución ha convergido. A veces son necesarias altas cantidades de iteraciones con tal de obtener una solución final.
- Cuando la solución ya ha convergido, las variables de campo pueden mostrarse gráficamente en el dominio computacional con tal de realizar su análisis. De manera habitual, los softwares CFD disponen de postprocesadores, interfaces gráficas en las que se muestran los datos obtenidos y se trabaja con ellos de manera más eficiente.
- Por otro lado, las propiedades globales, tales como la caída de presión, o las propiedades integrales, como es el caso de las fuerzas de sustentación y arrastre, se calculan a partir de la solución obtenida por convergencia. En la mayoría de programas de simulación computacional, este cálculo puede realizarse a medida que proceden las iteraciones, con tal de monitorizar su comportamiento durante el proceso iterativo.

En el caso de los flujos no estacionarios, se incorpora un paso adicional, basado en el tiempo físico, con tal de asignar las condiciones iniciales apropiadas y crear un ciclo de iteraciones adecuado para simular los cambios que se generan en el flujo. Debido a que el intervalo entre instantes de tiempo acostumbra a ser pequeño (con tal de no perder información del flujo entre cada uno de ellos), el número de iteraciones entre diversos intervalos también acostumbra a ser muy reducido. Cuando uno de estos intervalos de tiempo ha convergido, se procede a calcular el siguiente valor de tiempo. Si existe una solución estacionaria para ese flujo, es más probable encontrarla si se calcula a través del tiempo, hasta que las variables de campo obtengan sus valores de flujo estacionario.

Existen otros tipos de herramientas para reducir el tiempo de cálculo, como el uso de una malla múltiple, en el que se realizan los cálculos de las variables de campo en una malla de tamaño de celda más amplio, con tal de establecer rápidamente las características de problema. Posteriormente, se realizan los cálculos con una malla cada vez más fina, interpolando la solución anterior para la siguiente

mallado. La malla final, especificada por el usuario, obtiene el resultado obtenido, sin la necesidad de realizar todo el proceso iterativo en un mallado de alta complejidad. Como se ha comentado anteriormente, el mallado final es extremadamente importante para obtener una buena solución por convergencia, por lo que se requiere un proceso meticuloso para refinar la malla en los puntos de mayor interés. Como puede verse en la Figura 7.9, el tamaño de las celdas se reduce conforme la malla se acerca al perfil aerodinámico, con tal de obtener un mayor detalle en las zonas de alta relevancia del problema.

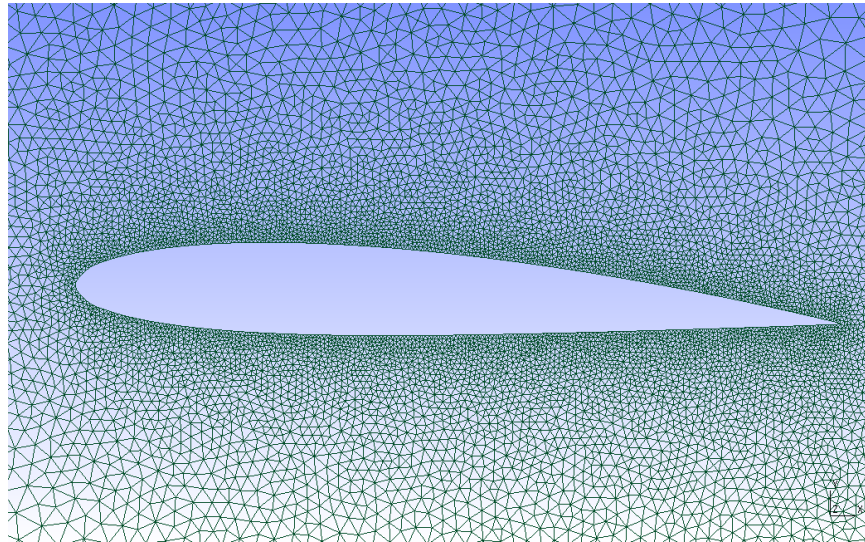


Figura 7.9. Mallado de un perfil alar.

7.5.1. Generación de la malla

Se ha hecho especial ahínco en el apartado anterior en la importancia de generar una malla que defina correctamente la totalidad del dominio computacional, con una calidad suficiente y con un adecuado refinamiento de las geometrías más complejas, con tal de asegurar una correcta solución. Habitualmente, los programas comerciales de CFD incorporan sus propios generadores de malla, aunque pueden encontrarse otros de independientes.

Existen dos tipos principales de mallas, las estructuradas y las no estructuradas. Una malla estructurada consta de celdas planas de cuatro lados (en el caso 2-D) o celdas volumétricas de 6 caras (para problemas 3-D). Aunque su forma rectangular puede encontrarse distorsionada, cada celda se muestra conforme los índices (i,j,k) , que no tienen la necesidad de corresponder a las coordenadas cartesianas. En la Figura 7.10 se muestra el desarrollo de una malla estructurada en 2 dimensiones.

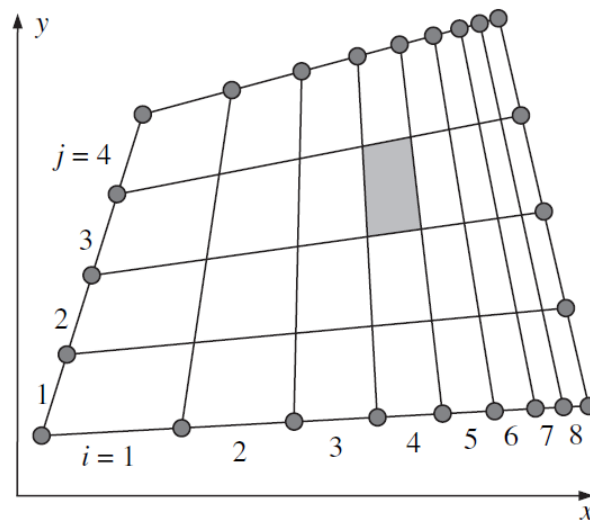


Figura 7.10. Malla estructurada bidimensional. Se muestran los índices i y j .

Los intervalos permiten la enumeración de las celdas, en el caso de la celda sombreada de la Figura 7.10, se corresponde a la posición $i=4$, $j=3$. La construcción de esta malla empieza especificando los nodos correspondientes a los lados del dominio. Los intervalos entre nodos se numeran tal y como se muestra en la Figura 7.10. Posteriormente, se genera una malla que conecta todos los nodos uno por uno, de modo que las filas y columnas ($i=\text{constante}$ y $j=\text{constante}$) se encuentren definidas con claridad, aunque las celdas quizás se encuentren distorsionadas. Algunos programas CFD enumeran los nodos en vez de los intervalos entre ellos.

Por otro lado, una malla no estructurada se compone de celdas de diversas formas, comúnmente triángulos o cuadriláteros (2 dimensiones) y tetraedros o hexaedros (para los casos en 3 dimensiones). A diferencia de la malla estructurada, en la no estructurada las celdas no se enumeran mediante índices, sino que su enumeración se lleva a cabo internamente a través del programa CFD. En el caso de problemas con geometrías complicadas, la aplicación de mallas no estructuradas es más sencilla que la creación de una estructurada. Un factor importante en la selección de estas mallas es el número de celdas generadas. De manera habitual, se generan menos celdas utilizando una malla estructurada que otra de no estructurada. En problemas de capa límite, donde las variables del flujo sufren variaciones rápidamente en la dirección normal a la pared (como es el caso del estudio del ala de un avión), se requieren mallas muy precisas en las proximidades de ésta, por lo que una malla estructurada permite obtener una resolución mayor para un número de celdas similar.

Para mostrar esta comparación, se introduce un ejemplo de malla no estructurada para el mismo problema mostrado en la Figura 7.11. Como puede apreciarse, en la zona lateral derecha, las celdas de la malla estructurada (de la Figura 7.10) son de menor espesor y mayor compactado entre ellas, a diferencia de la malla no estructurada. Además, la malla estructurada consta únicamente de 32 celdas, para 38 de la malla cuadrilátera.

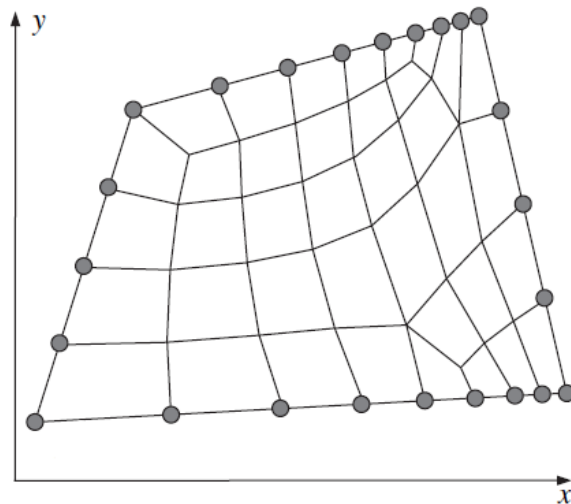


Figura 7.11. Malla rectangular no estructurada.

Es importante remarcar que, sin importar el tipo de malla seleccionado, es la propia calidad de ésta lo que define obtener soluciones confiables mediante CFD. Hay que vigilar que las celdas dispongan de un tamaño y forma correctos, para evitar inexactitudes en el proceso. En la Figura 7.12 se muestra un ejemplo de sesgo producido en una celda triangular.

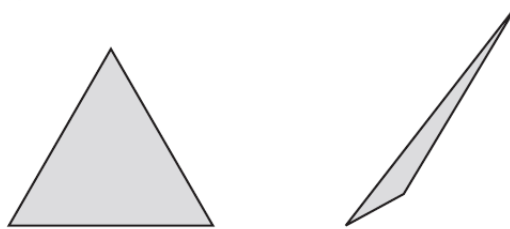


Figura 7.12. A la izquierda, celda con sesgo nulo. A la derecha, sesgo alto en la celda triangular.

Hay otros factores que afectan a la calidad del mallado, como cambios severos en el tamaño de las celdas o celdas de tamaño demasiado elevado. Todas estas características dependen del problema estudiado, por lo que nunca puede tomarse ninguna elección como aplicable en cualquier situación. Existen situaciones donde se prefiere una malla estructurada, como por ejemplo para problemas con geometrías rectas, donde pueden distribuirse diversos bloques con mallas estructuradas diferentes. En otras situaciones, con geometrías complicadas, la división en bloques es más complicada y debe tenerse muy en cuenta la posición donde dividir estas zonas.

El proceso de selección y dimensionamiento de malla acostumbra a ser lento y complejo, habitualmente de mayor carga temporal que la solución misma mediante CFD. Es importante realizar pruebas en la que se compruebe si la solución es independiente del mallado.

Un proceso habitual se basa en aumentar la precisión del mallado y recalculer el problema, con tal de ver si los resultados se modifican de manera considerable o no después de la modificación. Si los

valores obtenidos no sufren variaciones importantes respecto a los anteriores, es probable que la malla utilizada de manera original ya cumpla los requisitos de calidad. Si, por otro lado, surgen diferencias entre ambas soluciones, debe seguirse refinando la malla hasta que la resolución sea satisfactoria.

Finalmente, hay que realizar una valoración de la precisión de los resultados y el tiempo de cálculo de la malla seleccionada. Una malla de elementos infinitesimalmente pequeños obtendrá siempre resultados más precisos que una malla de celdas con tamaño superior, pero su tiempo de cálculo será increíblemente más elevado. Es por eso que cobra gran relevancia la optimización de la malla y la valoración del análisis de convergencia de los resultados. Esta reflexión lleva a seleccionar la malla que mejor cumpla con los requisitos de error seleccionados, sin aumentar de manera exponencial el tiempo de cálculo requerido para ello.

7.5.2. Condiciones de frontera

Al igual que la selección del dominio computacional, el mallado y las ecuaciones de movimiento pueden ser las mismas para dos problemas diferentes, las condiciones de frontera determinan el tipo de flujo para cada uno de estos cálculos. Una selección adecuada de estas condiciones es imprescindible para obtener una solución exacta. Existen diversos tipos de condiciones según las características del problema, por lo que se tratarán a continuación.

Primeramente, se analizan las condiciones de frontera en superficies sólidas, consideradas como paredes. La condición de pared es, posiblemente, la más simple de todas ellas, ya que el fluido no puede travesar una superficie sólida. La componente normal de la velocidad relativa respecto la pared es nula a lo largo de la cara en la que se selecciona la condición. Por otro lado, debido a la condición de no deslizamiento, la velocidad tangencial a la superficie en reposo también se iguala a cero. En el caso de usar, por ejemplo, un modelo de turbulencia, debe resolverse también las ecuaciones de transporte, por lo que puede ser necesario especificar un valor de rugosidad superficial de la pared, debido a su importancia en la turbulencia de la capa límite.

Pueden encontrarse también situaciones donde se requiere que el flujo se deslice totalmente a lo largo de la pared. En este caso, la condición incorporada se conoce como pared invíscida, en la que se especifica un esfuerzo cortante cero a lo largo de la superficie libre. Realizar estas aproximaciones, claro está, tienen influencia en los resultados obtenidos, en los que no se podría tener en cuenta posibles fluctuaciones de presión

En las regiones en las que el flujo de fluido entra o sale del dominio computacional (flujo de entrada y de salida, respectivamente) existen gran variedad de características para definir las condiciones de frontera. En una entrada de velocidad, por ejemplo, se define la velocidad del flujo a través de la cara en la que se define la condición. Para una entrada de presión, se especifica entonces la presión total a lo largo de esa misma cara, para situaciones en las que el flujo entra el dominio desde un recipiente a presión, por ejemplo.

Si, por otro lado, se analizan las condiciones de salida del dominio computacional, pueden encontrarse también salidas de presión, donde se define la presión estática a lo largo de la cara por la que el fluido sale del dominio, en muchos casos presión atmosférica (presión manométrica cero).

Otra condición que puede aplicarse en la salida del dominio es la de frontera de flujo libre a la salida. Para este caso, no se requiere definir características del flujo a la salida, sino que la solución fuerza a las propiedades del flujo, tales como velocidad y temperatura, a tener gradientes cero normales a la cara de salida. Si el flujo se ha desarrollado completamente a lo largo del dominio computacional, sería apropiado aplicar esta condición, ya que la velocidad no sufre modificaciones de dirección en su componente normal a la cara de salida.

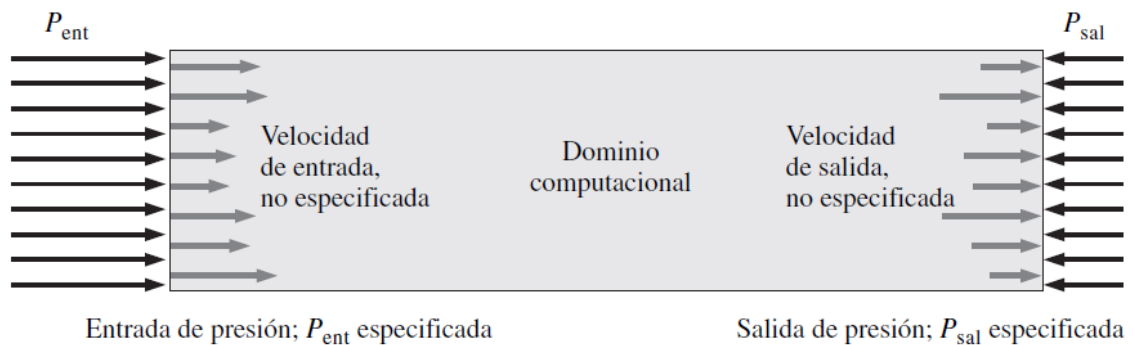


Figura 7.13. Condiciones de entrada y salida de presión en un dominio computacional.

Existen muchos otros tipos de condiciones de frontera más específicos para cada tipo de problema: condiciones de frontera axisimétrica para problemas con un flujo axisimétrico, condición de frontera periódica, si se encuentran repeticiones en la configuración geométrica del problema, etc. El conocimiento de las funcionalidades de cada una de ellas permite su correcta selección para cada caso determinado y, juntamente con las características comentadas anteriormente (como la selección del dominio computacional y la generación de malla) permiten la correcta obtención de resultados mediante simulación computacional de fluidos.

7.5.3. Cálculos CFD con turbulencia

La complejidad de la turbulencia complica en gran manera la simulación computacional. El motivo principal es que las pequeñas alteraciones creadas en flujos turbulentos siempre son no estacionarias y tridimensionales. Los vórtices aleatorios generados, de movimiento rotacional, conocidos como remolinos de turbulencia, aparecen en todas las orientaciones de un flujo turbulento. Algunos cálculos mediante CFD pueden realizarse mediante una técnica conocida como SND (Simulación numérica directa).

En el cálculo por SND se intenta solucionar el movimiento no estacionario de todas las escalas del flujo. Debido a las diferencias de tamaño y tiempo entre remolinos de mayores y menores dimensiones,

además de su aumento con el incremento del número de Reynolds, complican en mayor medida los cálculos computacionales. Las soluciones mediante este método requieren de mallas de altísima calidad, altas capacidades computacionales y extensos tiempos de cálculo del procesador, por lo que no son factibles para su uso habitual.

Debido a esta dificultad de cálculo, es necesario implementar una serie de suposiciones en los problemas con tal de simplificar los casos de flujo turbulento con números de Reynolds altos. Una de estas técnicas es conocida como SRG (simulación de remolinos grandes, LES en sus siglas en inglés). Como su nombre indica, mediante esta técnica pueden obtenerse las características no estacionarias de los remolinos turbulentos de tamaño elevado, mientras que se modelan los remolinos turbulentos de dimensiones más reducidas. Para modelar estos vórtices más pequeños, se aplica la suposición de isotropía de estos, definiéndolos como independientes de la orientación del sistema de coordenadas y con un comportamiento predecible y similar entre ellos. El método SRG requiere menos recursos, tanto temporales como computacionales, debido a la eliminación del cálculo de remolinos más pequeños.

Finalmente se encuentra la opción de modelar todos los vórtices utilizando modelos de turbulencia. Las características no estacionarias de éstos no intentan resolverse y los modelos matemáticos se usan para realizar las consideraciones necesarias en la intensidad de mezclado y difusión creada por estos vórtices. La ecuación de Navier-Stokes se reemplaza por una versión reformulada, conocida como Navier-Stokes de número de Reynolds promedio (conocida por sus siglas RANS en inglés):

$$(\vec{c} \cdot \vec{\nabla}) \cdot \vec{c} = -\frac{1}{\rho} \vec{\nabla} P' + \nu \nabla^2 \vec{c} + \vec{\nabla} \cdot (\tau_{ij, \text{turbulento}})$$

(Ec. 7.6)

Como puede verse en la (Ec. 7.6, se incluye un término adicional en la parte derecha de la ecuación de Navier-Stokes, que aporta una explicación a las fluctuaciones turbulentas. El término

$\tau_{ij, \text{turbulento}}$, conocido como el tensor de esfuerzo específico de Reynolds, actúa de manera similar al tensor de esfuerzo viscoso τ_{ij} , del cual no se entrará en detalle en este apartado.

Actualmente, pueden encontrarse diversos modelos algebraicos para modelar la vorticidad generada en flujos turbulentos. Entre ellos, se encuentran modelos como el $k-\varepsilon$ y el modelo $k-\omega$, dos modelos de turbulencia de dos ecuaciones, llamados así debido a que añaden dos fórmulas más a la resolución del problema, las cuales se resuelven simultáneamente con las ecuaciones de conservación de masa y cantidad de movimiento lineal (y también la ecuación de la energía si se requiere). Para la resolución de las dos ecuaciones adicionales, se incorporan dos condiciones de frontera extra para las propiedades turbulentas de entrada y salida. Para ello, puede especificarse tanto k , la energía cinética turbulenta; como ε , la razón de disipación turbulenta (para el modelo $k-\varepsilon$). Otra opción, definir la intensidad de turbulencia I , la cual expresa la razón entre la velocidad característica del remolino y la velocidad de flujo libre u otra velocidad característica; y la longitud característica de los remolinos l .

Cabe remarcar que todos los modelos de turbulencia son aproximaciones del comportamiento real de los remolinos turbulentos, por lo que dependen en gran medida de constantes matemáticas implementadas para la correcta resolución de las ecuaciones. La calibración de estos modelos de turbulencia se lleva a cabo con datos experimentales y con resultados de la simulación mediante SND. Lamentablemente, estos modelos no son aplicables en todos los problemas, por lo que, aunque un modelo funcione correctamente en problemas parecidos o para flujos con los que se ha calibrado, no existe la certeza de que la solución obtenida en otros problemas, sea verídica. Una correcta selección del modelo de turbulencia utilizado permitirá obtener una solución CFD adecuada. Los modelos de turbulencia tratados en la realización de este proyecto, se detallarán de manera más precisa en el apartado Turbulencia.

7.5.4. Creación del dominio computacional y mallado

Tal y como se explica en el proceso de simulación, la creación y dimensionamiento adecuada de un dominio computacional para el problema es vital para su correcto mallado y resolución. La geometría de este dominio es completamente dependiente de la geometría propia de los cuerpos o superficies simuladas, por lo que en este apartado se hace especial énfasis en superficies bidimensionales, para cuerpos tales como esferas o perfiles sustentadores.

El dominio computacional debe diseñarse con la idea de enmarcarlos eventos importantes que sucedan en el proceso de simulación. En el caso del ala de un avión, un dominio computacional debe crearse con una longitud suficiente en la zona posterior al perfil alar, con tal de mostrar las estelas generadas por el paso de fluido. Las paredes del dominio también deben estar situadas de manera adecuada, con tal de que su influencia no genere alteraciones en los resultados obtenidos en la simulación. El diseño más habitual en la simulación bidimensional de perfiles sustentadores es la siguiente:

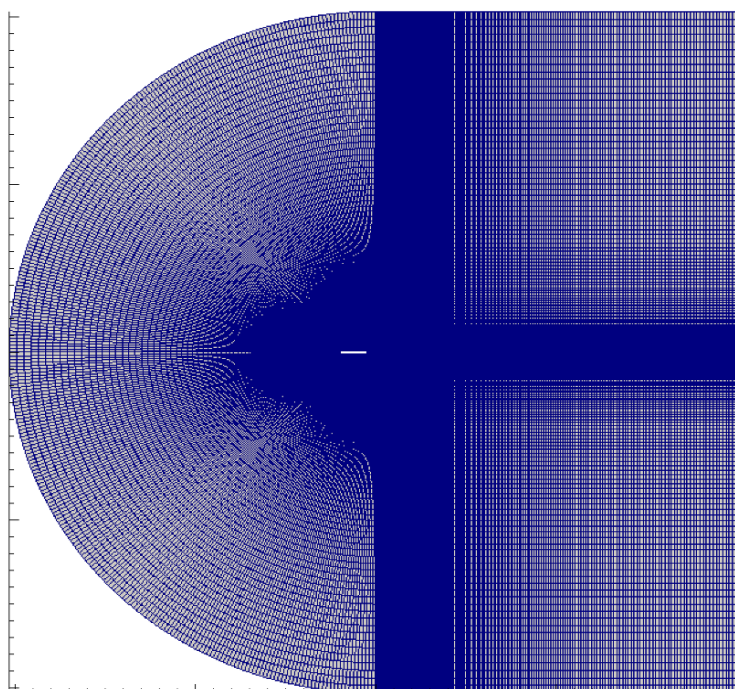


Figura 7.14. Ejemplo del dominio computacional y mallado de un perfil aerodinámico (2-D).

Tal y como se muestra en la Figura 7.14, se aprecian dos partes claramente diferenciadas en las zonas izquierda y derecha del perfil. El medio círculo que se muestra a la izquierda realiza la condición de frontera de entrada, habitualmente de entrada de velocidad. La forma circular del dominio permite la modificación de la dirección del fluido, con tal de realizar simulaciones a distintos ángulos de ataque. Por otro lado, la zona derecha muestra una distribución rectangular, en la que la pared lateral derecha consta habitualmente de una salida de presión como condición de frontera.

Puede verse como el mallado hace claro hincapié en las zonas de mayor relevancia y pierde calidad conforme se aleja de ellas. Este refinamiento permite mayor precisión en la zona del perfil y la estela, mientras que reduce la importancia y el cálculo en zonas donde la influencia del ala sea despreciable, tales como las zonas superior e inferior derecha. En la Figura 7.15 se muestra un ejemplo del proceso de creación del dominio computacional y del mallado y refinamiento para la simulación de un perfil alar a un cierto ángulo de ataque determinado.

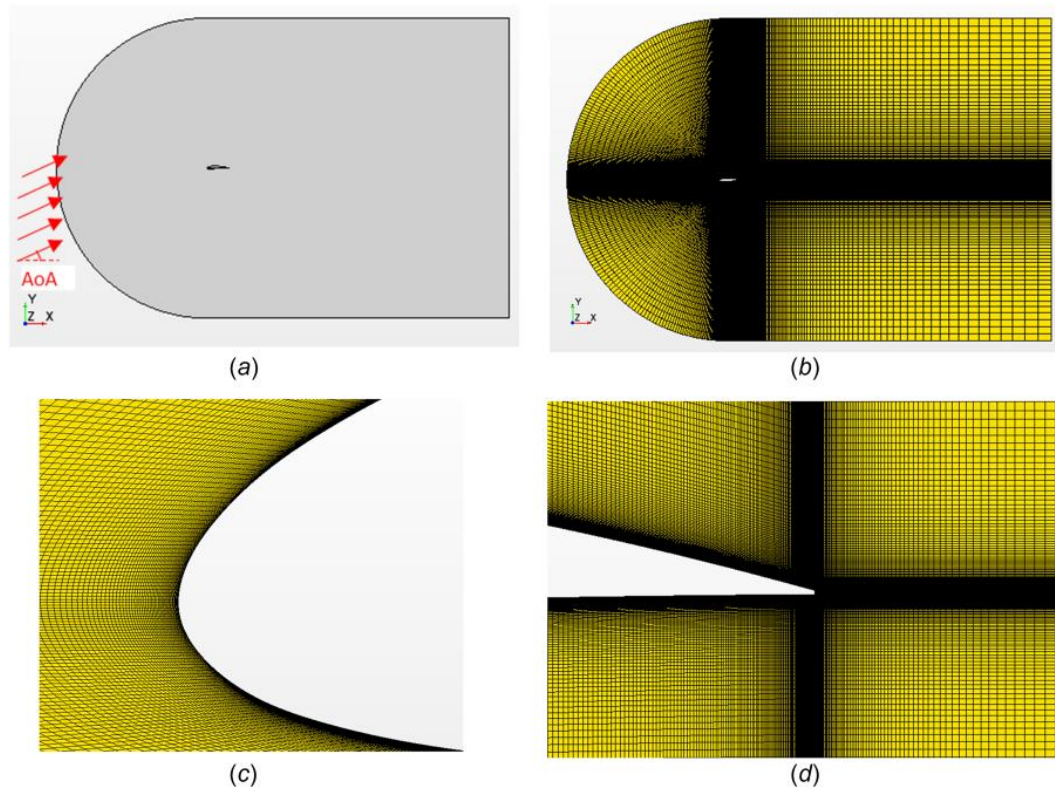


Figura 7.15. Proceso de creación de dominio y mallado para la simulación de un perfil aerodinámico.

Como puede apreciarse en las imágenes que componen la Figura 7.15 tanto la geometría del dominio computacional, como la colocación del perfil aerodinámico en su interior y el posterior mallado del conjunto son tres elementos esenciales del proceso de simulación mediante CFD. El uso de herramientas de refinado en las paredes que componen el alerón y en la zona posterior de éste permite obtener una distribución de presiones verídica en la superficie sustentadora, con tal de calcular las fuerzas de sustentación y arrastre obtenidas de manera fiable. Por otro lado, el refinamiento de la estela permite mostrar cualquier vórtice generado por el perfil alar y el estudio de éstos, ya sea de su difusión como su periodicidad.

7.5.5. Turbulencia

Anteriormente se ha explicado de manera global la gran complicación que supone el encontrar un modelo matemático que represente fielmente el comportamiento de un fluido, así como el alto coste computacional que requiere resolver dicho modelo. La solución encontrada de forma genérica pasa por resolver las ecuaciones de Navier-Stokes y conservación de masa de una cantidad finita de fluido. Estas ecuaciones son perfectamente válidas en regímenes laminares, aquellos en que el flujo se comporta de una manera ordenada y predecible y en la que los cambios en sus magnitudes principales suceden a una escala relativamente grande. A medida que el parámetro adimensional de Reynolds aumenta, un fluido que inicialmente podía ser considerado laminar comienza a presentar oscilaciones

en sus magnitudes principales, siendo estas de una escala minúscula. Por ese motivo, resulta necesario incorporar a las ecuaciones de Navier-Stokes las variables dependientes del tiempo y, dada la dimensión de estas variaciones, refinar la malla en la región turbulenta de manera considerable. Ambas acciones aumentan de manera exponencial el coste computacional de la resolución de flujos turbulentos, por lo que la estrategia genérica de resolver Navier-Stokes para obtener el campo de velocidades y presiones en todos los puntos del fluido resulta inviable en regímenes turbulentos.

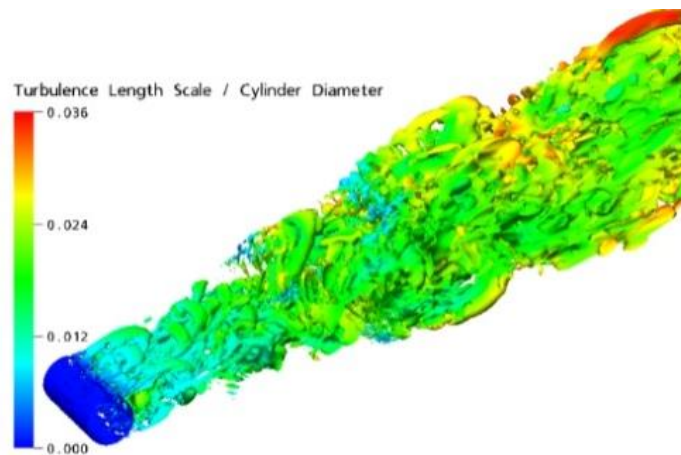


Figura 7.16. Estela turbulenta generada por un cilindro.

Para resolver este problema se han estudiado y formulado diferentes estrategias de simplificación de la física a resolver, la mayoría de las cuales se fundamentan en el tratamiento de las magnitudes principales como el valor medio en un punto concreto, simplificando así esas mencionadas oscilaciones pero sin perder sus consecuencias en el flujo medio. Es importante destacar esas consecuencias, ya que la intensidad de turbulencia está directamente relacionada con la magnitud y frecuencia de las oscilaciones (calculada normalmente como el valor eficaz, es decir, la media cuadrática del valor absoluto de las oscilaciones).

Al realizar la anterior simplificación surge un término adicional en las ecuaciones de Navier-Stokes llamado tensión turbulenta de Reynolds, el cuál suele necesitar de variables adicionales para su resolución. El conjunto de distintas aproximaciones a la modelización de turbulencia que emplean este método se denomina RANS, acrónimo de *Reynolds-averaged Navier-Stokes*, y su estudio requiere la adición de tantas ecuaciones extras como incógnitas extras se necesitan, distintas para cada modelo. Debido a esta variedad de modelos de turbulencia, los cuales presentan no solo diferencias en la estrategia de resolución sino también en la precisión y calidad de sus resultados, cada caso concreto requerirá el uso de un modelo u otro. De manera general, se pueden categorizar los modelos de turbulencia RANS para la resolución del campo de flujo turbulento según el número de ecuaciones extras a resolver.

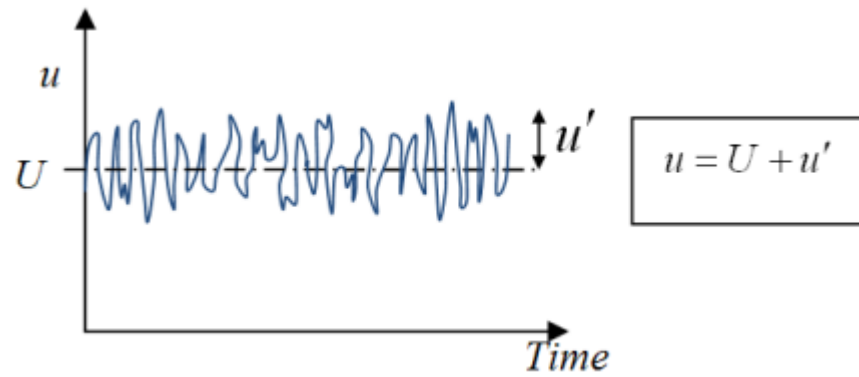


Figura 7.17. Oscilaciones temporales de la velocidad en un punto sobre su valor medio.

Hay métodos de cero ecuaciones extras, que consiguen expresar la viscosidad turbulenta (principal incógnita para resolver los términos adicionales en las RANS) en función del gradiente de velocidades, por ejemplo el modelo de longitud mezclada de Prandtl (Ec. 7.7, donde μ_t representa la viscosidad turbulenta y l_{min} un parámetro de longitud específico de cada flujo). Estos métodos, sin embargo, tiene una aplicación muy limitada ya que no son capaces de predecir separaciones ni recirculaciones.

$$\mu_t = \bar{\rho} l_{min}^2 \left| \frac{du}{dy} \right| \quad (\text{Ec. 7.7})$$

Otros métodos incorporan una sola ecuación extra, normalmente dependiente de la viscosidad cinemática, y son capaces de predecir pequeñas separaciones de flujo. Un gran ejemplo de este tipo de métodos es el modelo Spalart-Allmaras, el cual se usa principalmente en el sector aeronáutico debido a que es muy preciso en situaciones en que no ocurre separación.

Sin embargo, el conjunto de métodos más utilizado en aplicaciones comerciales de simulación computacional de fluidos es el de dos ecuaciones, ya que permiten mayor flexibilidad y posibilidad de acoplamiento entre distintos métodos. Estas ecuaciones extras relacionan normalmente la viscosidad turbulenta con la energía cinética turbulenta (k) y, adicionalmente, con su velocidad de disipación (ε) o su tasa específica de disipación (ω).

Algunos ejemplos de modelos de dos ecuaciones son el k - ε (Ec. 7.8), el k - ω (Ec. 7.9), el SST (*Shear Stress Transport*) o el SAS (*Scale-Adaptive Simulation*).

$$\mu_t = \bar{\rho} C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (\text{Ec. 7.8})$$

$$\mu_t = \bar{\rho} \frac{k}{\omega} \quad (\text{Ec. 7.9})$$

Alternativamente, hay métodos de más de dos ecuaciones, llegando hasta siete en los casos en que se resuelven las ecuaciones de transporte para la tensión turbulenta de Reynolds directamente, como sucede en el método RSM (*Reynolds Stress Model*). Estos métodos tienen la ventaja de proporcionar más precisión en los resultados, aunque normalmente el coste computacional asociado hace que resulten inviables en aplicaciones comerciales.

Antes de pasar a explicar las características de algunos de estos métodos es necesario aclarar el enfoque que dan al tratamiento de la interacción fluido-sólido. En este aspecto, se pueden categorizar los modelos en dos grandes grupos.

Por un lado, están los métodos llamados *Low-Reynolds Number Models*, los cuales, a pesar de la confusión que pueda causar su nombre, son aptos para modelar flujos turbulentos (y por lo tanto con valores altos del parámetro adimensional de Reynolds) y se basan en la resolución completa del campo de flujo en las zonas cercanas a paredes o demás lugares donde se generan capas límites. Este conjunto de métodos aplica la condición de no-deslizamiento que sucede en una pared y resuelve, siempre que la malla sea de una calidad suficiente, el flujo en las capas límite. Un ejemplo de este tipo de comportamiento es el modelo $k-\omega$.

Por otra parte, están los métodos que implementan las denominadas funciones de pared, aproximaciones numéricas al comportamiento en la capa límite (y subcapa de transición) con tal de obtener la interacción general de la zona sin entrar en detalles específicos. Estas aproximaciones se basan en no aplicar la condición de no-deslizamiento, sino en dar al fluido una velocidad promediada en los puntos de contacto con paredes y sólidos. Un claro ejemplo de esta aproximación es el modelo $k-\epsilon$.

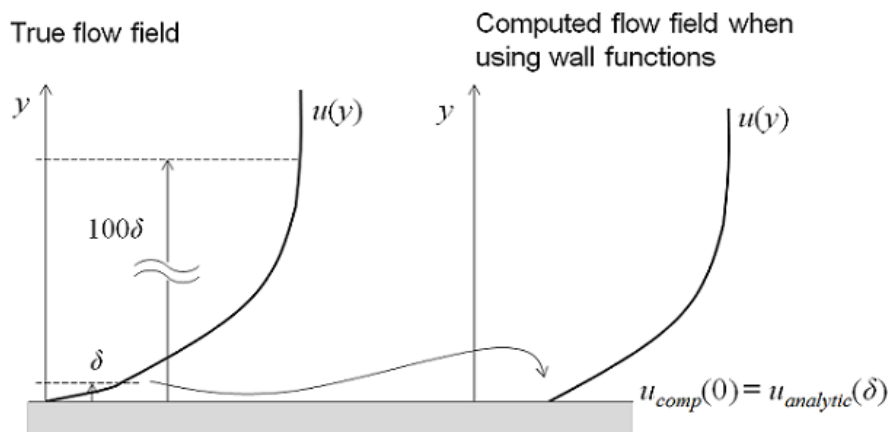


Figura 7.18. Aproximación de la capa límite por funciones de pared.

Volviendo a las características de los distintos modelos, el $k-\epsilon$ es el más utilizado de manera comercial, debido a que su implementación es muy robusta y presenta una buena convergencia. Es un método muy polivalente, aunque falto de precisión en situaciones en que se presentan grandes gradientes

adversos de presiones. Sus características lo hacen destacar, por tanto, en flujos externos, sobre todo si lo que se desea obtener es una idea general del comportamiento del fluido.

El modelo $k-\omega$ se presenta muy similar al anterior, aunque su resolución es algo más costosa computacionalmente y su convergencia resulta más problemática en algunos casos. No obstante, este modelo proporciona resultados más precisos que el modelo $k-\epsilon$ en situaciones en que se necesitan obtener datos del comportamiento de la capa límite.

Para solucionar la disyuntiva de utilizar un modelo muy robusto o muy preciso se introdujo en 1994 el modelo SST de la mano de Florian Menter. SST es una combinación de dos modelos, en la que se emplea el preciso $k-\omega$ en las zonas cercanas a paredes y, por tanto, se soluciona todo el campo de flujo en las capas límite presentes, y se hace una transición al modelo $k-\epsilon$ en las zonas de flujo libre. Este modelo requiere un coste computacional similar al $k-\omega$, pero soluciona algunos de sus problemas de convergencia y robustez, siendo un candidato muy apto para modelar de manera eficiente casi todo tipo de situaciones.

En 2005 el propio Menter publicó una revisión a su propio modelo SST a la que llamó *Scale-Adaptive Simulation* (o SAS por sus siglas), añadiendo un término al modelo original (ecuaciones de von Karman sobre la escala de longitud) que permite al modelo cambiar de manera dinámica la escala de longitud a resolver, comportándose como los demás métodos RANS en zonas estables de flujo mientras que en zonas inestables tales como vórtices y grandes separaciones es capaz de dar cuenta de los fenómenos a pequeña escala (Figura 7.16).

Como se ha visto, hay multitud de modelos de turbulencia y cada uno tiene sus puntos fuertes y debilidades, debiéndose por tanto utilizar cada uno de ellos en las situaciones adecuadas en función de los resultados que se desea obtener. Esta elección será, por tanto, de vital importancia para las conclusiones que se obtengan de cada simulación.

8. Simulación computacional

8.1. Descripción del problema

El objetivo del presente apartado es caracterizar el alerón ya seleccionado mediante el uso de la dinámica de fluidos computacional (CFD). Nuestro modelo queda definido una vez conocidas las afectaciones de las diferentes variables del sistema sobre los coeficientes de lift y drag, por lo que se quiere observar y modelizar estas dependencias. El programa utilizado para este propósito ha sido el software de volúmenes finitos ANSYS *Fluent*.

La matemática, la física y los métodos numéricos detrás de las simulaciones computacionales llevadas a cabo se han desglosado anteriormente de una forma genérica. No obstante, en los siguientes apartados donde se ha considerado que mayores explicaciones eran requeridas, se ha profundizado en determinados aspectos. Cuestiones tales como simplificaciones y aproximaciones realizadas, tratamiento de errores o modelización de los comportamientos del flujo son algunas de las cuestiones que se han tratado.

Una vez establecidas estas bases y teniendo en cuenta toda la metodología explicada, se han escogido sabiamente las simplificaciones del modelo físico, se ha impuesto un método computacional adecuado y se ha discretizado el sistema aplicándole una determinada malla. Para ver las consecuencias del refinado del mallado se han realizado diversas iteraciones hasta conseguir unos resultados dentro de los márgenes esperados, y además se ha aplicado el balance de masa en los volúmenes y superficies de control necesarios, para así confirmar la convergencia de los resultados hacia la solución correcta.

Una vez se ha conseguido aplicar un mallado adecuado para el problema, se han expuesto gráficamente los resultados y se han analizado las soluciones obtenidas. Con la finalidad de dar soporte a la información generada, se ha comparado un pequeño rango de resultados con los obtenidos experimentalmente en el túnel de viento, para así poder corroborar la veracidad de los mismos. Con el objetivo de llevar a cabo esta semejanza se ha utilizado el análisis dimensional para conseguir las diferentes similitudes necesarias tal y como se ha comentado anteriormente.

Finalmente, se ha realizado una valoración intentando escoger los resultados más significativos posibles ya que, teniendo en cuenta la enorme cantidad de información generada, el post-procesado de los datos es una de las partes que presenta una mayor complejidad.

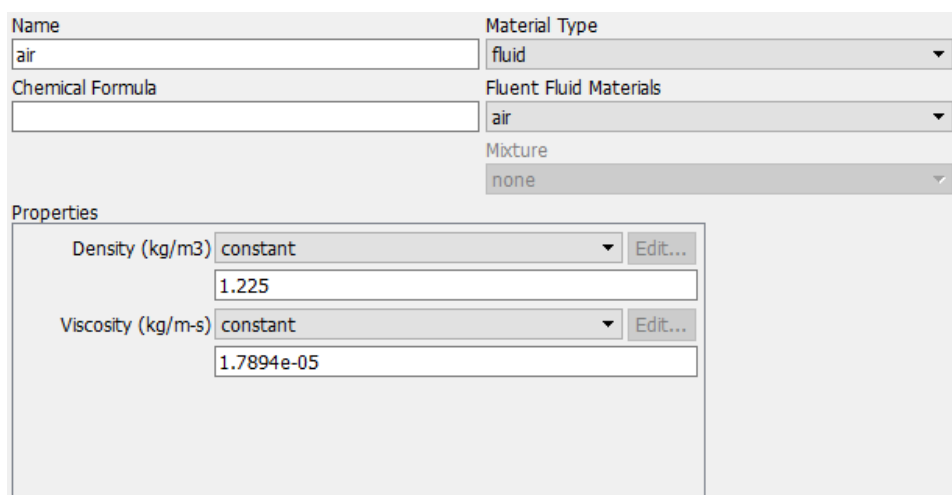
Tal y como se ha mencionado en otros apartados, el alerón objeto de análisis es el perfil E63, al cual se le han aplicado las modificaciones especificadas a lo largo del presente proyecto, y presenta una longitud de cuerda de 0,25 m. Para caracterizar los coeficientes de lift y drag sobre este se han simulado las velocidades de 15, 35, 55 y 75 m/s, variando en cada una de ellas el ángulo de ataque entre 0, 3, 6, 9 y 12°. A parte, se ha simulado un ángulo de 55° a una velocidad de 75 m/s para ver el caso límite de

funcionamiento del sistema y poder dimensionar así en posteriores trabajos el mecanismo que lo hace funcionar.

El rango de velocidades se ha elegido para que este pudiera cubrir los posibles requerimientos de un vehículo que optara a portar este alerón. El rango de ángulos de ataque se ha determinado a partir de las gráficas obtenidas del repositorio *airfoiltools.com*, las cuales muestran que a partir de 12º el coeficiente de lift disminuye. No obstante, nuestro perfil presenta ciertas modificaciones al E63 original, por lo que se han realizado algunas simulaciones a 15º para confirmar la tendencia decreciente del coeficiente de lift.

8.2. Volumen de control y condiciones de contorno

El fluido seleccionado para forzar su paso alrededor del alerón ha sido el aire. Las propiedades de este se muestran en la Figura 8.1.



Name	air	Material Type	fluid
Chemical Formula		Fluent Fluid Materials	air
		Mixture	none
Properties			
Density (kg/m3)	constant	Edit...	
	1.225		
Viscosity (kg/m-s)	constant	Edit...	
	1.7894e-05		

Figura 8.1. Propiedades del aire.

La densidad y la viscosidad de un fluido genérico son propiedades que dependen de la temperatura, y la densidad además depende de la presión absoluta. No obstante, debido a que el análisis se lleva a una temperatura ambiente constante de 25 °C y a que en un sistema abierto las caídas de presión no son excesivamente grandes, se ha considerado densidad y viscosidad constantes. Por todo esto, se ha trabajado bajo la suposición de flujo incompresible.

Cabe destacar la razón por la que se habla de “flujo” compresible o incompresible en vez de “fluido”. El hecho de que un “fluido” sea compresible o no viene determinado por las características intrínsecas del mismo. No obstante, se llama “flujo” al comportamiento que este tenga en un determinado entorno. Es por ello que un “fluido” puede ser compresible, pero a efectos prácticos comportarse como un “flujo” incompresible (ya sea por las condiciones del problema u otras razones) y así facilitar los cálculos.

Además de las propiedades comentadas, el aire cuenta con otras tales como la conductividad térmica, el calor específico... Sin embargo, como este problema solo resuelve la física que describe las características del flujo (campo de velocidades, gradiente de presiones...) y no otras como la que implica transferencia de energía, no son necesarias más propiedades, ya que las ecuaciones de Navier-Stokes que gobiernan el flujo no las requieren.

Debido a las altas velocidades de ensayo se obtienen números de Reynolds muy elevados que superan el Reynolds crítico marcado como transición laminar-turbulenta de $5 \cdot 10^5$, por lo que se ha trabajado bajo la suposición de flujo turbulento, lo cual ha aumentado el grado de complejidad del problema considerablemente.

Para disminuir la dificultad del caso se ha simplificado este a 2 dimensiones, ya que la geometría de la sección del alerón se mantiene constante a lo largo de este. No obstante, al realizar esta consideración se están obviando las zonas laterales donde el alerón termina. Allí, debido al repentino cambio de geometría se generan elevados gradientes de presiones que causan vórtices. Para tener en cuenta las afectaciones de estos fenómenos haría falta realizar las simulaciones en 3 dimensiones, pero considerando el elevado número de casos que se necesitan simular en este proyecto, realizarlos bajo esta suposición conllevaría un elevado coste computacional y de tiempo del que no se dispone en un trabajo de estas magnitudes. Es por ello que se esperan obtener resultados con ligeras desviaciones respecto a la realidad.

Otra simplificación realizada al considerar el caso 2D es la ausencia de fuerzas en el eje normal al plano analizado y de momentos de balanceo y guiñada. Esta simplificación se debe a que, al suponer una sección constante de espesor infinito, el flujo no varía con la profundidad y por ende no aparecen fuerzas ni momentos que impliquen esa dirección.

El volumen de control analizado alrededor del perfil se muestra en la Figura 8.2. L es la longitud de cuerda del alerón de valor 0,25 m.

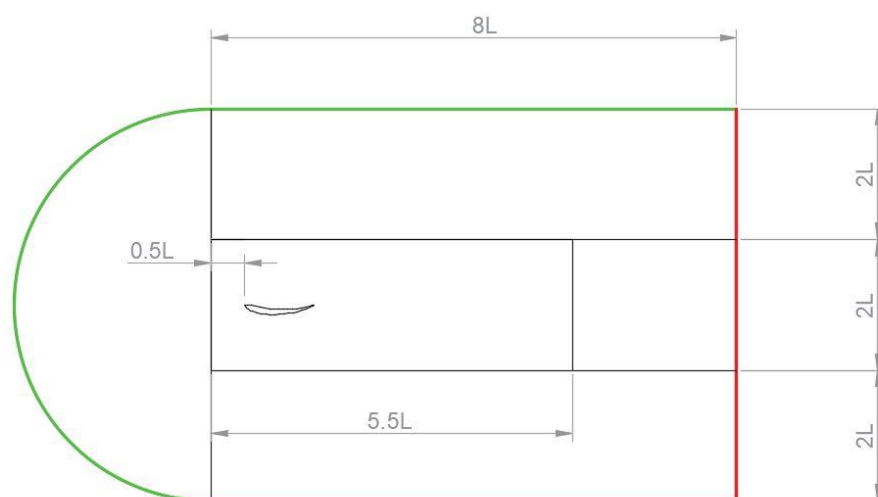


Figura 8.2. Volumen de control.

La correcta elaboración de un volumen de control y su mallado es muy costosa. Por ello, para modificar el ángulo de ataque del alerón es mucho más sencillo variar la dirección de entrada del fluido que modificar la geometría y volver a mallar. Debido a esto, cuando se calculan las fuerzas de arrastre y sustentación es necesario girar el sistema de referencia acorde a la velocidad de entrada.

La elevada altura del volumen de control sirve para minimizar el efecto de las condiciones de contorno y asegurar que hay una distancia suficiente respecto al perfil como para captar corriente libre no perturbada, lejos de las afectaciones de la capa límite generada en el alerón.

La entrada del fluido se produce por la superficie indicada en verde (*Inlet*) y la salida por la roja (*Outlet*). La razón por la cual la entrada es de forma semicircular es para asegurar que el flujo incide perfectamente sobre toda la proyección de la superficie del alerón.

El perfil se encuentra ubicado al principio del volumen de control para permitir el completo desarrollo de la estela provocada por la obstrucción que genera la geometría al paso del aire y conseguir captar toda su información. De esta forma, se pueden observar gran parte de las perturbaciones que suceden, las cuales son de una relevancia indispensable en este problema.

Pese a que no se observa debido a las dimensiones del volumen de control, la cuerda del alerón se encuentra inclinada 6° respecto de la horizontal. El propósito es conseguir que el flujo sea lo más horizontal posible, para así asegurar que este acaba fluyendo de manera natural hasta salir por la superficie de salida *outlet*. Si la cuerda estuviera horizontal, los ángulos de entrada del aire variarían de 0 a 12° , mientras que si se encuentra a 6° solo varían de -6 a 6° .

El volumen de control se encuentra dividido en diferentes regiones en función de la cantidad de información que se necesita captar. Así, la zona en la que se encuentra el alerón es la más relevante debido a la presencia de la capa límite, las turbulencias, los cambios bruscos de geometría, los gradientes de presión... La parte trasera del perfil también cobra importancia para captar correctamente la estela. El resto de zonas no cuenta con una especial relevancia. Esta división se utilizará posteriormente de cara al mallado, para así asociar un tamaño o tipo de elemento acorde a las necesidades de la región. Cabe destacar que dentro de cada zona el mallado no tiene por qué ser uniforme, siendo más denso conforme más al centro y más cerca del alerón se encuentra.

8.3. Características del modelo

8.3.1. Mallado

En la aplicación del método de los volúmenes finitos, uno de los factores más determinantes para obtener la mejor aproximación del problema es crear un mallado que se adecúe a las características y parámetros de la mejor manera posible. Es por eso que se realiza un estudio de convergencia, buscando la malla que obtenga la mejor aproximación sin un requerimiento excesivo de tiempo y recursos de computación.

En los análisis de dinámica de fluidos computacional, una forma de comprobar que el medio está bien discretizado es mediante la conservación de masas en el volumen de control, comparando el valor de los caudales de entrada y salida del sistema, así como el error entre ambos. No obstante, se están intentando modelizar sucesos a pequeña escala que ocurren en zonas muy determinadas tales como la capa límite en el alerón, transiciones laminar-turbulentas, etc. por lo que la ecuación de la continuidad se puede cumplir pese a no estar modelizando correctamente la parte de mayor interés. Por lo tanto, después de diversas pruebas, se ha considerado que la malla era óptima una vez obtenidos resultados lógicos y cercanos a la información de referencia.

Para discretizar el sistema se ha utilizado el mallador de ANSYS. La configuración del mallado utilizado ha sido la siguiente:

- Inicialmente se han designado tamaños de elemento en cada zona como condición general para el mallador. La zona semicircular, la superior y la inferior tienen un tamaño de elemento de 10 mm ya que son las áreas donde hay menos física que captar. La zona del alerón, la más importante, tiene un tamaño de elemento de 1 mm; y la zona trasera, de 5 mm.
- Luego, a modo de preconditionador, se han designado tamaños o números de elementos a las aristas para dotar de cierto “orden” al mallado. Así, se ha impuesto a la arista semicircular un número de divisiones de 100; en las aristas de la zona central, un tamaño de elemento de 2,5 mm; en las de la zona superior e inferior, de 10 mm; y en el área trasera, de 5 mm. Al perfil del alerón, la arista más importante, se le ha asignado un tamaño de elemento de 0,5 mm ya que es la parte que presenta los cambios de geometría más bruscos y por ello necesita ser discretizado con mayor precisión.
- Por último, se ha realizado un mallado gradual en la zona del alerón (Figura 8.3), estableciendo para la primera capa sobre el perfil una altura de elemento de 0,02 mm y un crecimiento gradual del 10% las primeras 20 capas.

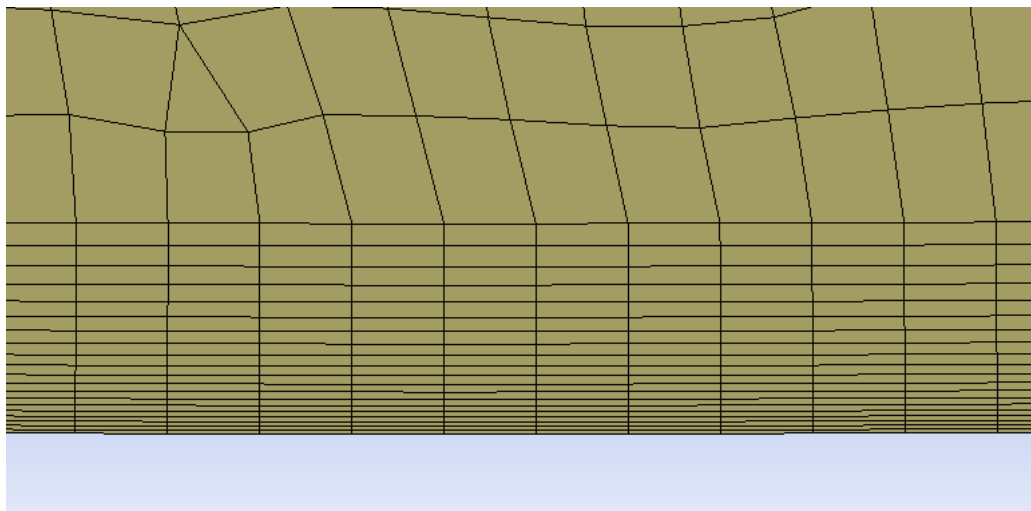


Figura 8.3. Cambio gradual de la altura de las capas del mallado cerca del perfil.

La altura de la primera fila del mallado cerca del alerón se ha calculado mediante el parámetro y^+ descrito por la ley de la pared. Esta relación la estableció Prandtl en 1930 cuando dedujo que en la zona interna de la capa límite creada por un flujo turbulento la velocidad no depende del espesor de dicha capa, de forma que

$$u = f(\rho, \mu, \tau_p, y)$$

Donde τ_p es la tensión superficial en la pared, e y es la distancia a esta. Por análisis dimensional se obtiene la relación

$$\frac{u}{u_\tau} = F\left(\frac{y u_\tau}{\nu}\right) = F(y^+)$$

Donde u_τ es la llamada velocidad de fricción y se calcula como

$$u_\tau = \sqrt{\tau_p / \rho}$$

(Ec. 8.1)

Esta relación es lineal hasta $y^+ \approx 5$, para después desviarse hasta alcanzar la región logarítmica en $\frac{u}{u_\tau} \approx 30$.

La altura de la primera capa ha de ser tal que implique una determinada y^+ para poder resolver correctamente la zona interna de la capa límite. Este valor varía en función del modelo de turbulencia utilizado (generalmente implican $y^+ = 1$, aunque algunos permiten que el valor oscile entre 2 y 5). En nuestro caso se ha impuesto un valor de 1.

El cálculo de la altura de la primera capa se ha realizado para el caso de velocidad de entrada de 35 m/s. Se ha calculado el número de Reynolds:

$$\nu = \frac{\mu}{\rho} = \frac{1,7894 \cdot 10^{-5}}{1,225} = 1,4607 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$$

$$Re = \frac{u_\infty L}{\nu} = \frac{35 \cdot 0,25}{1,4607 \cdot 10^{-5}} = 599013,6$$

A partir de la siguiente correlación empírica de Prandtl se obtiene el coeficiente de fricción sobre una placa plana.

$$C_{f,placa plana} = 0,074 Re^{-\frac{1}{5}} = 0,074 \cdot 599013,6^{-\frac{1}{5}} = 0,05173$$

Multiplicando por el coeficiente de correlación de 0,45 se ha calculado el coeficiente de fricción para el alerón, lo cual permite calcular la tensión superficial en la pared y la velocidad de fricción.

$$C_{f,alerón} = 0,45 C_{f,placa plana} = 0,45 \cdot 0,05173 = 0,002328$$

$$\tau_p = \frac{C_{f,alerón} \rho u_\infty^2}{2} = \frac{0,002328 \cdot 1,225 \cdot 35^2}{2} = 1,7467 \text{ Pa}$$

$$u_\tau = \sqrt{\tau_p / \rho} = \sqrt{1,7467 / 1,225} = 1,1941 \text{ m/s}$$

Obteniendo así un valor de altura de capa de

$$y = \frac{y^+ v}{u_\tau} = \frac{1 \cdot 1,4607 \cdot 10^{-5}}{1,1941} = 1,223 \cdot 10^{-5} \text{ m}$$

El cual se ha redondeado finalmente a $2 \cdot 10^{-5} \text{ m}$.

Cabe destacar que el valor exacto de y^+ solo se puede calcular después de la simulación, debido a que se necesita conocer el perfil de la capa límite. Por ello todos estos cálculos son estimaciones en base a las correlaciones empíricas ya establecidas para el modelo de flujo en función del número de Reynolds. Es por eso que el redondeo del resultado de y obtenido no es significativo y presenta beneficios en cuanto a coste computacional.

Finalmente, el mallado definitivo, el cual consta de 734563 nodos y 734005 elementos, se muestra en las Figura 8.4 y Figura 8.5.

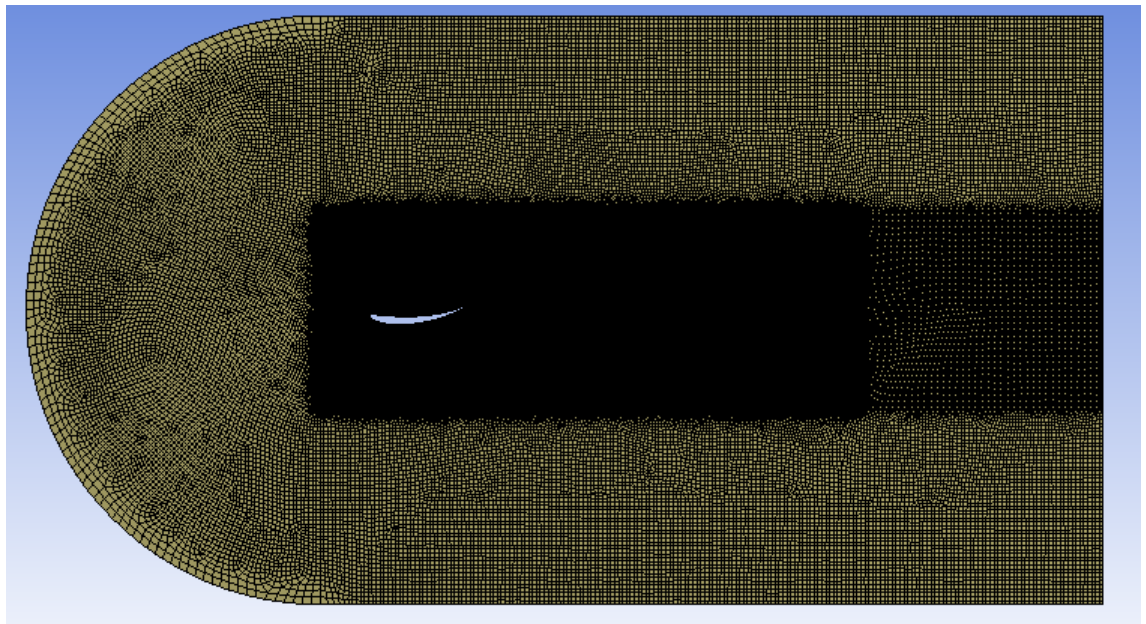


Figura 8.4. Malla del volumen de control.

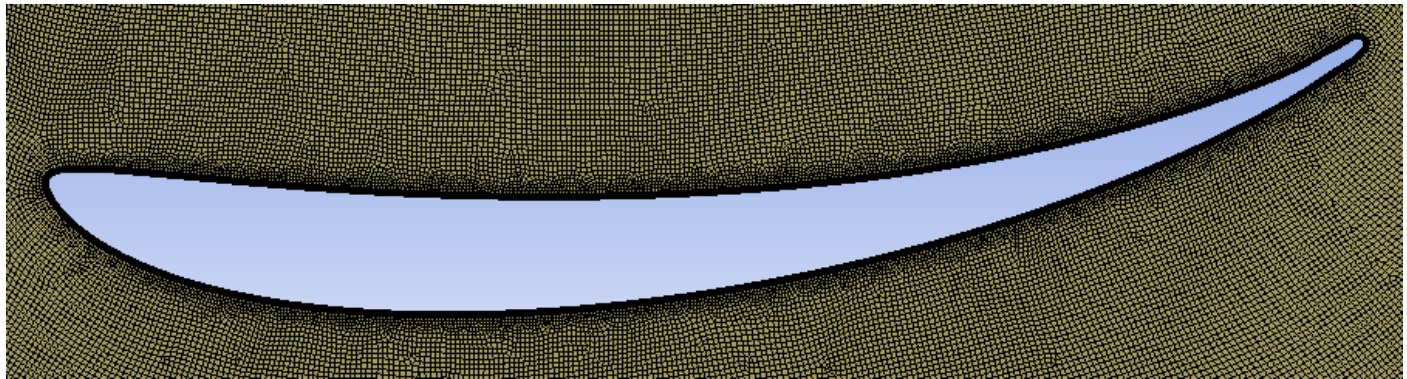


Figura 8.5. Detalle del mallado en la zona próxima al perfil.

8.3.2. Calidad del mallado

Para poder determinar el grado de calidad del mallado existen diferentes criterios:

- *Skewness*
- *Element Quality*
- *Aspect Ratio*
- *Jacobian Ratio*
- *Warping Factor*
- *Parallel Deviation*
- *Maximum Corner Angle*
- *Skewness*
- *Orthogonal Quality*
- *Characteristic Length*

En este caso se ha aplicado el criterio de asimetría o *skewness*, uno de los más utilizados para determinar la calidad de mallas destinadas al cálculo de dinámica de fluidos.

Este criterio se basa en cómo de cerca se encuentra un elemento de su análogo ideal, es decir, del mismo elemento, pero equilátero o equiángulo. Existen dos métodos para medir la asimetría: en función del volumen equilátero y en función de la desviación con un ángulo normalizado equilátero.

En el primer método, se define *skewness* como

$$skewness = \frac{\text{Tamaño de celda óptimo} - \text{Tamaño de celda}}{\text{Tamaño de celda óptimo}} \quad (\text{Ec. 8.2})$$

Donde el tamaño de celda óptimo es el tamaño de una celda equilátera circunscrita en una esfera o círculo con el mismo radio. Este método es solo aplicable en triángulos y tetraedros.

El segundo método define *skewness* de la siguiente forma:

$$skewness = \max \left[\frac{\theta_{max} - \theta_e}{180 - \theta_e}, \frac{\theta_e - \theta_{min}}{\theta_e} \right] \quad (\text{Ec. 8.3})$$

Donde θ_{max} y θ_{min} son los ángulos mayor y menor de la celda respectivamente, y θ_e es el ángulo de la celda equilátera (60º para las triangulares, 90º para las rectangulares...).

De acuerdo a la definición de asimetría, un valor de 0 equivale a un elemento ideal, mientras que un valor igual a la unidad indica que no es válido para calcular. Así, según el valor de *skewness*, se clasifica:

<i>Skewness</i>	<i>Calidad</i>
1	Deficiente
0.9 - <1	Mala
0.75 – 0.9	Pobre
0.5 – 0.75	Normal
0.25 – 0.5	Buena
>0 – 0.25	Excelente
0	Ideal

Tabla 8.1. Rangos de asimetría y calidad del elemento.

Debido a las condiciones intrínsecas del mallado que ocupa el presente proyecto, el método utilizado ha sido el que considera la desviación con un ángulo normalizado equilátero. Si se grafica este criterio para el caso de estudio, se obtiene lo siguiente:

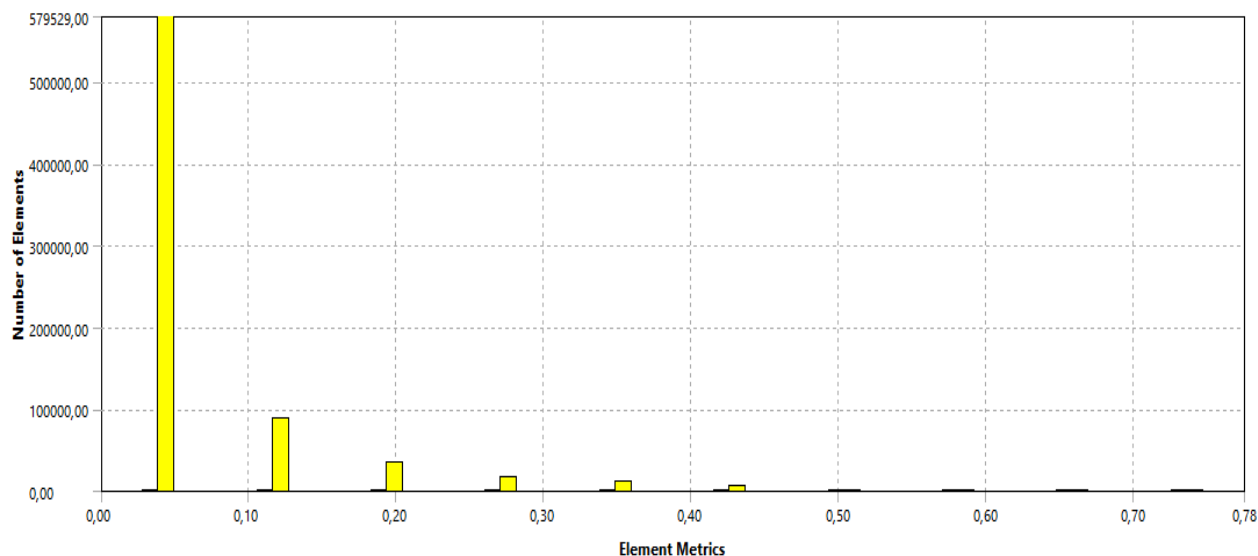


Figura 8.6. Calidad de los elementos de la malla según el criterio de asimetría.

Como se puede observar, más del 99% de los elementos tiene un valor de asimetría inferior a 0,5, por lo que se considera que la calidad del mallado es buena. Además, más de 700000 elementos (un 95% del total) tienen una calidad excelente, donde 580000 de estos (un 80% del total) presentan un valor de *skewness* de aproximadamente 0,04.

Analizando en más profundidad, los elementos que presentan menor calidad y cuyo valor de asimetría se encuentra en el rango de 0,25 – 0,5, se concentran en la entrada semicircular y sobre todo en los límites entre zonas definidas previamente en la geometría. Esto es algo normal debido al cambio de tamaño de elemento impuesto al mallador para conseguir una mayor precisión en aquellas zonas donde se necesita captar más información. Por lo tanto, pese a que la calidad de la malla ya es muy buena, se podría mejorar haciendo que la transición entre las diferentes áreas del volumen de control fuera de una forma más gradual, pero el aumento de precisión en los resultados no sería significativo si se tienen en cuenta las numerosas simplificaciones que se han realizado y que se van a realizar en este modelo.

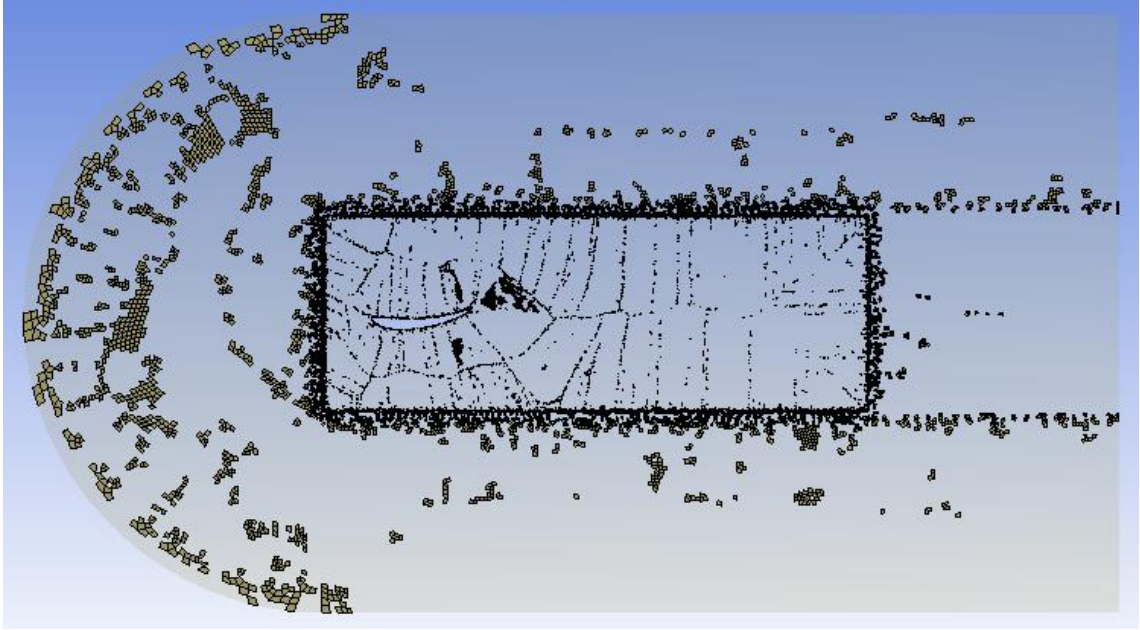


Figura 8.7. Elementos con un valor de asimetría entre 0,25 y 0,5.

8.3.3. Convergencia de los resultados

Como se ha explicado anteriormente, la turbulencia es un fenómeno que presenta una gran dificultad de cálculo. Por ello, existen diversos modelos de turbulencia que aproximan la física subyacente del fenómeno de diferentes formas, teniendo que escoger sabiamente en función del problema objeto de estudio.

En el caso de este proyecto se probó inicialmente el modelo SST $k-\omega$ en modo transitorio. Para calcular el intervalo de tiempo (*time step*) mínimo requerido para no perder información sobre la física, se ha utilizado la condición de Courant-Friedrichs-Lewy, la cual establece que la distancia recorrida por cualquier tipo de información durante un intervalo de tiempo tiene que ser inferior a la distancia entre los elementos de la malla. De esta forma

$$C = u \frac{\Delta t}{\Delta x} \quad (\text{Ec. 8.4})$$

Donde u es la velocidad del fluido, la cual se suele calcular como $u_\infty/2$, y C es la constante de Courant-Friedrichs-Lewy, y tiene que tomar un valor menor o igual a la unidad.

Teniendo en cuenta el caso de la velocidad de 35 m/s y que la zona donde el tamaño de elemento en la dirección del flujo es menor es en el perfil del alerón:

$$\Delta t = C \frac{u}{\Delta x} = 1 \frac{0,0005}{35/2} = 2,86 \cdot 10^{-5} \text{ s}$$

Como C y Δt son directamente proporcionales, se ha aproximado el resultado a 10^{-5} s .

Con la configuración de SST k-omega en modo transitorio con un intervalo de tiempo de $10^{-5}s$ se obtienen unos resultados razonables, pero no se observan fluctuaciones en los coeficientes de lift y drag, un hecho que indica que no se está captando toda la física subyacente del modelo.

Debido a que disminuir aún más el intervalo de tiempo no es una opción viable a causa del elevado tiempo de cómputo, se optó por cambiar de modelo de turbulencia, probando esta vez con el SAS transitorio con un intervalo de tiempo de $10^{-5}s$. Esta vez sí que se consiguen ver las fluctuaciones comentadas anteriormente. Además, si se grafica la intensidad turbulenta, uno de los parámetros que permite visualizar con mayor claridad las fluctuaciones en el espacio de la estela, se pueden visualizar los vórtices mencionados.

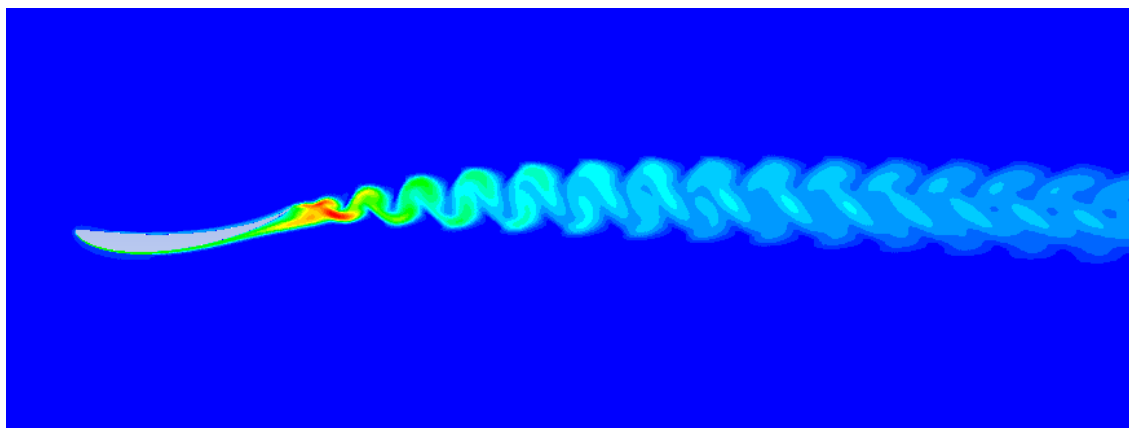


Figura 8.8. Intensidad turbulenta con el modelo de turbulencia SAS y un intervalo de tiempo de $10^{-5}s$.

Sin embargo, estos últimos resultados no difieren en gran medida de los obtenidos con el modelo SST, por lo que el hecho de no captar con exactitud esos aspectos físicos de la turbulencia no es de una necesidad imperiosa. Por ello, se han realizado diversas pruebas con los dos modelos de turbulencia, variando en cada uno de ellos el intervalo de tiempo, llegando a probar incluso el modo estacionario para el modelo SST (el modelo SAS no presenta esta posibilidad). Los resultados se adjuntan en la Tabla 8.2.

Time Step (s)	SAS			SST			
	1,00E-03	1,00E-04	1,00E-05	1,00E-03	1,00E-04	1,00E-05	EST
Fl (N)	333,2837	348,6682	348,6993	338,8106	338,3419	338,2032	338,3905
Fd (N)	9,136829	9,310881	9,381856	9,421839	9,470035	9,447052	9,46393
Cl	1,775381	1,857333	1,857499	1,804823	1,802326	1,801587	1,802585
Cd	0,344547	0,351111	0,353787	0,355295	0,357112	0,356245	0,356882

Tabla 8.2. Comparación de resultados entre modelos de turbulencia para distintos intervalos de tiempo.

Mirando la poca variación entre las soluciones obtenidas, se puede concluir que el elevado coste computacional que conlleva disminuir el intervalo de tiempo no compensa la precisión ganada. Además, con el modelo de turbulencia SAS se obtienen mejores resultados, pero solo para *time steps* muy pequeños. En conclusión, como el objetivo del trabajo es caracterizar las dependencias de los coeficientes de lift y drag sin la necesidad de entrar a describir en detalle los fenómenos físicos implicados en el proceso, se ha optado por realizar todas las simulaciones con el modelo SST k-omega en modo transitorio con un intervalo de tiempo de 10^{-3} s, a excepción de la simulación a 55º en la cual ha sido necesario aplicar el modelo SAS debido a las elevadas turbulencias que sucedían consecuencia de la gran inclinación del perfil (cabe recordar que el modelo SAS en las zonas más inestables es capaz de dar cuenta de los fenómenos a pequeña escala con mayor precisión).

Como se ha observado anteriormente, para una velocidad de 35 m/s el número de Reynolds supera el valor del Reynolds crítico y por lo tanto el flujo es turbulento. Esto sucede lógicamente también para las velocidades de 55 y 75 m/s, pero con la de 15 m/s es diferente.

$$Re = \frac{u_{\infty} L}{\nu} = \frac{15 \cdot 0,25}{1,4607 \cdot 10^{-5}} = 256720,1 < 5 \cdot 10^5$$

Sin embargo, pese a ser un régimen laminar, este caso se puede resolver igualmente mediante el módulo de turbulencia ya que como se ha visto anteriormente, la turbulencia únicamente añade términos extra en las ecuaciones de continuidad y de Navier-Stokes, por lo que simplemente estos se anularían. Además, el módulo de turbulencia ya resuelve zonas donde el flujo es laminar, tales como la parte interna de la capa límite.

Las características de referencia utilizadas por ANSYS para los cálculos aparecen en la Figura 8.9. No obstante, para el caso analizado solo se utilizan algunos de estos datos. Por ejemplo, para calcular las fuerzas de lift y drag el programa utiliza el parámetro de profundidad (*Depth*) ya que se está considerando que el modelo es bidimensional. Para el cálculo de los coeficientes de lift y drag son relevantes la velocidad (*Velocity*), la densidad (*Density*) y el área de referencia (*Area*), calculada como la cuerda por la profundidad en este caso.

Reference Values	
Area (m ²)	0.25
Density (kg/m ³)	1.225
Depth (m)	1
Enthalpy (J/kg)	0
Length (m)	0.25
Pressure (pascal)	0
Temperature (K)	288.16
Velocity (m/s)	35
Viscosity (kg/m-s)	1.7894e-05
Ratio of Specific Heats	1.4

Figura 8.9. Valores de referencia.

8.4. Análisis dimensional

Como se ha mencionado anteriormente, para corroborar la veracidad de los resultados obtenidos mediante simulación computacional, se han comparado con los obtenidos experimentalmente en el túnel de viento. Esta comparación se ha podido llevar a cabo mediante el análisis dimensional.

La realización de una malla adecuada es compleja, por lo que inicialmente la idea era realizar las simulaciones con las mismas dimensiones que el túnel de viento, cuyo alerón tiene una longitud de cuerda de 0,1 m, para así facilitar la comparación de los resultados. Una vez obtenida la correlación se pasaría a simular todo el rango de velocidades manteniendo el tamaño de la malla pequeña para, finalmente, mediante análisis dimensional, escalar estos datos a la realidad.

No obstante, la problemática que surge es que, para conseguir semejanza en los números de Reynolds, si se aumenta el tamaño de la geometría disminuye proporcionalmente la velocidad. Por ello, para lograr velocidades elevadas en la realidad se necesitan velocidades mucho mayores en la simulación. Estas velocidades son tan altas que implican números de Mach superiores a 0,3, obteniendo así un comportamiento de flujo compresible e impidiendo la semejanza total.

En consecuencia, la decisión optada ha sido realizar unas simulaciones a escala real en el rango de velocidades comentado, y otras con las dimensiones del túnel de viento de cara a la correlación de resultados. El cambio de dimensiones se ha llevado a cabo mediante la operación “Escalar” que proporciona el software *ANSYS Fluent*. Teniendo en cuenta que la cuerda del alerón en el túnel de viento mide 0,1 m y en la realidad 0,25, el factor de escala aplicado para pasar del real al experimental ha sido de 0,4.

El rango de velocidades simulado en el segundo caso ha sido 10, 20 y 30 m/s, ya que la velocidad máxima proporcionada por el túnel es de 35 m/s. Debido a la dependencia lineal del ángulo de ataque

con los coeficientes de lift y drag observada en las anteriores simulaciones, el rango seleccionado se ha reducido a 0, 6 y 12°.

8.5. Resultados

- Escala real

<i>alpha (°)\Reynolds</i>	<i>C_l</i>			
	256657,0	598866,4	941075,7	1283285,1
0	1,036563	1,090330	1,113843	1,126538
3	1,304548	1,361378	1,385367	1,398795
6	1,526833	1,590692	1,615308	1,630498
9	1,689599	1,763685	1,794416	1,813348
12	1,772925	1,850801	1,887965	1,911991
55				2,437676

Tabla 8.3. Coeficientes de lift con malla a escala real.

<i>alpha (°)\Reynolds</i>	<i>C_d</i>			
	256657,0	598866,4	941075,7	1283285,1
0	0,025203	0,021754	0,020457	0,019754
3	0,030463	0,026581	0,025155	0,024316
6	0,038898	0,034007	0,032329	0,031259
9	0,051694	0,045084	0,042581	0,041058
12	0,073216	0,064388	0,060493	0,057863
55				3,681653

Tabla 8.4. Coeficientes de drag con malla a escala real.

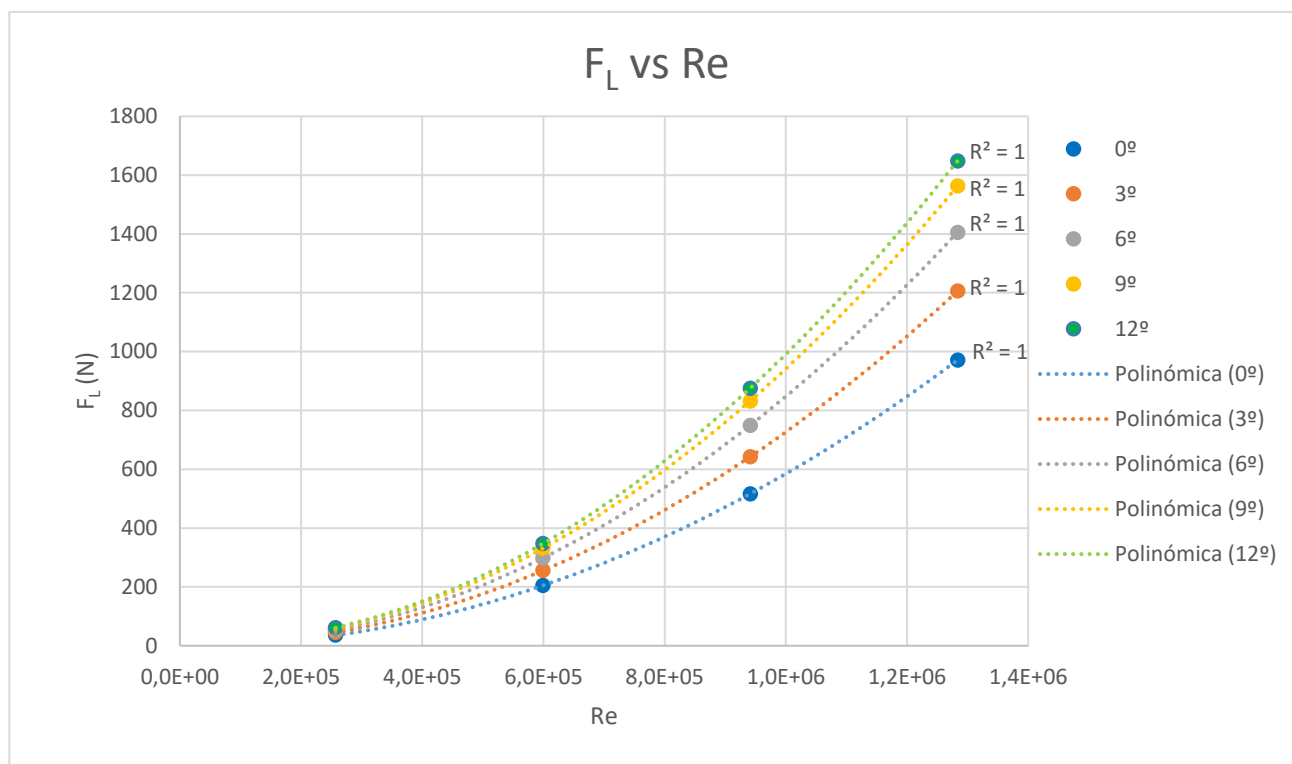


Figura 8.10. F_L vs Re para diferentes ángulos. Escala real.

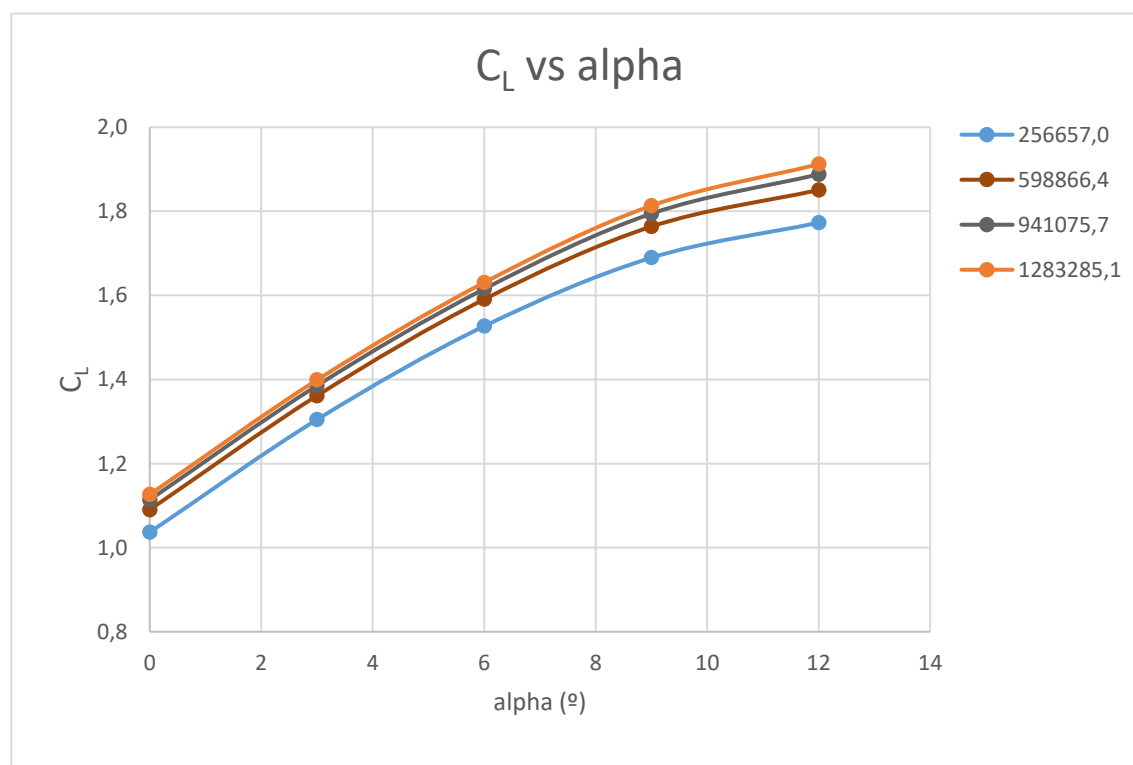


Figura 8.11. C_L vs α para diferentes Re. Escala real.

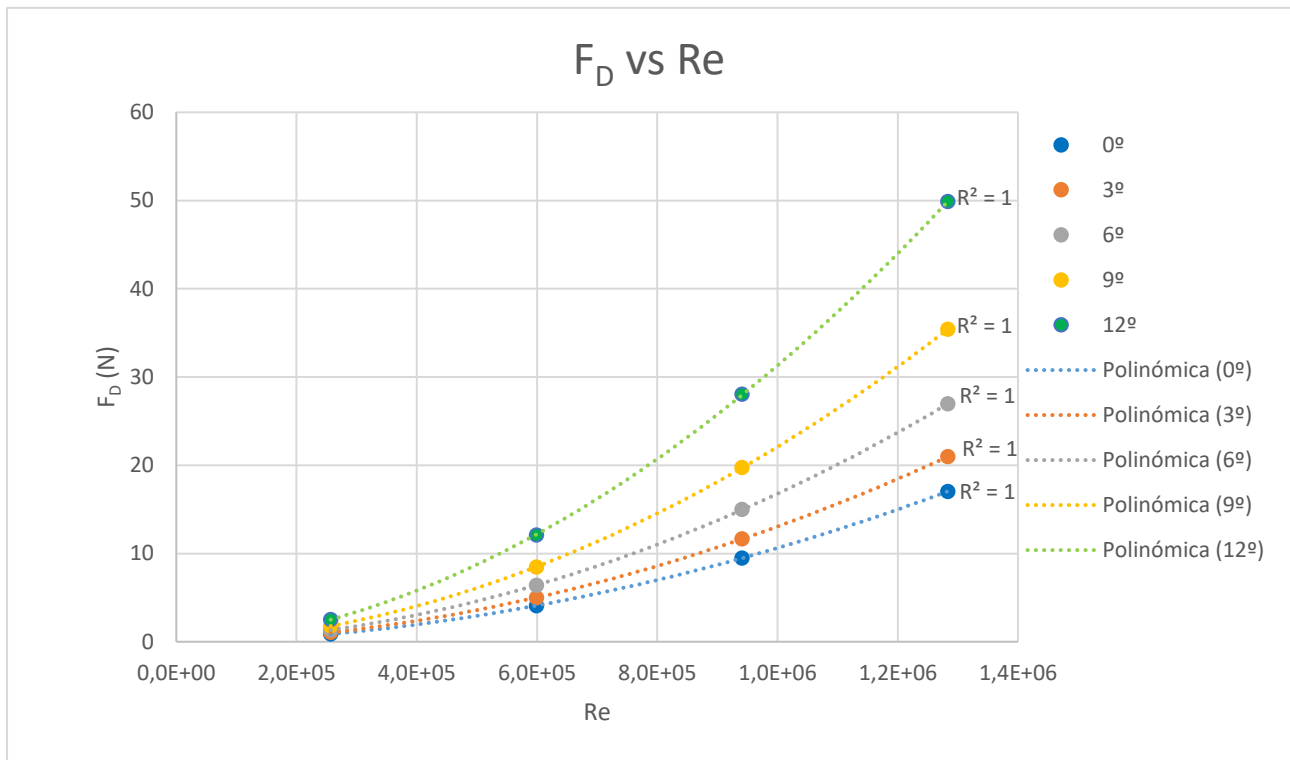


Figura 8.12. F_D vs Re para diferentes ángulos. Escala real.

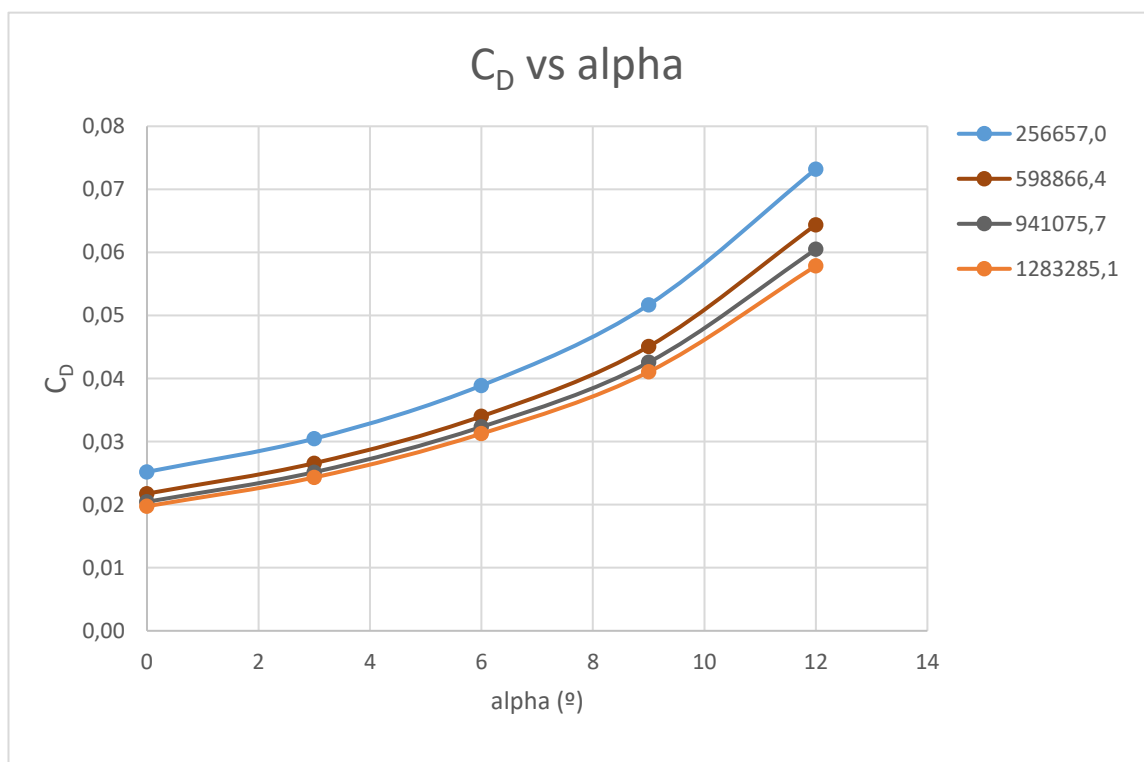
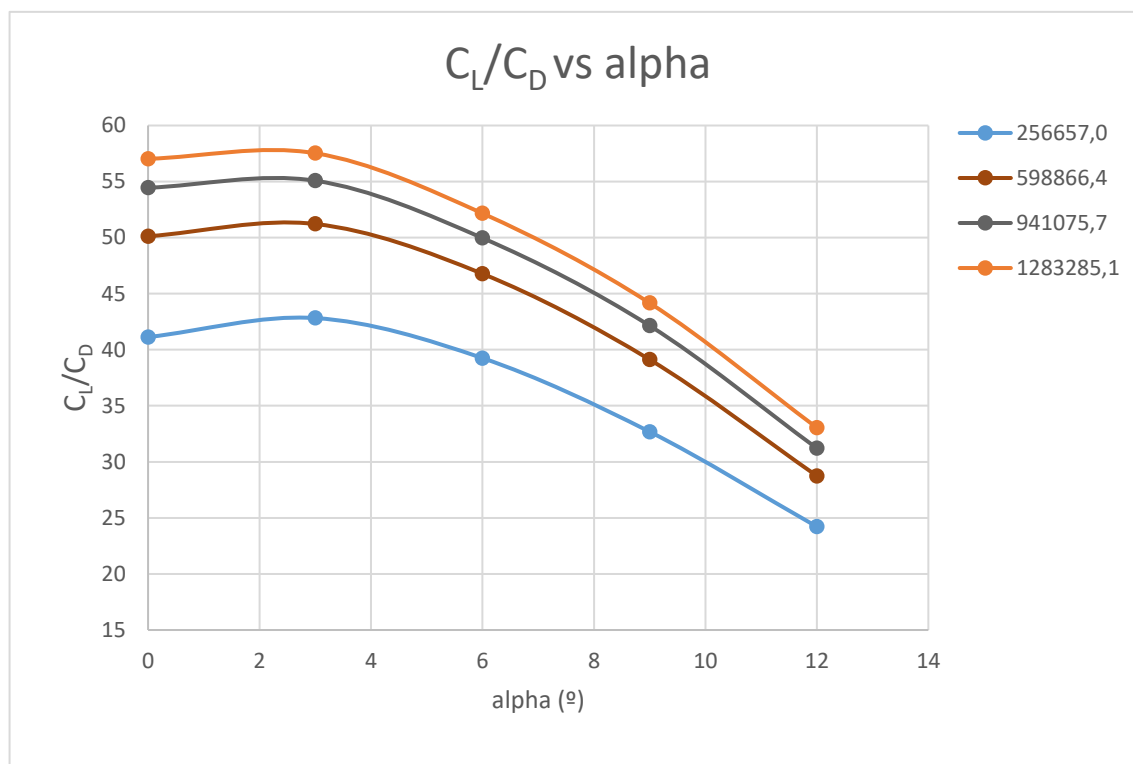


Figura 8.13. C_D vs α para diferentes Re . Escala real.

Figura 8.14. C_L/C_D vs α para diferentes Re . Escala real.

- Escala del túnel de viento.

		C_L		
α (°)\Reynolds		68441,9	136883,7	205325,6
0		0,897486	0,983855	1,020216
6		1,379040	1,466121	1,507089
12		1,595276	1,698963	1,749709

Tabla 8.5. Coeficientes de lift con malla reescalada.

		C_D		
α (°)\Reynolds		68441,9	136883,7	205325,6
0		0,035226	0,028871	0,026364
6		0,051805	0,044010	0,040589
12		0,096714	0,082631	0,076254

Tabla 8.6. Coeficientes de drag con malla reescalada.

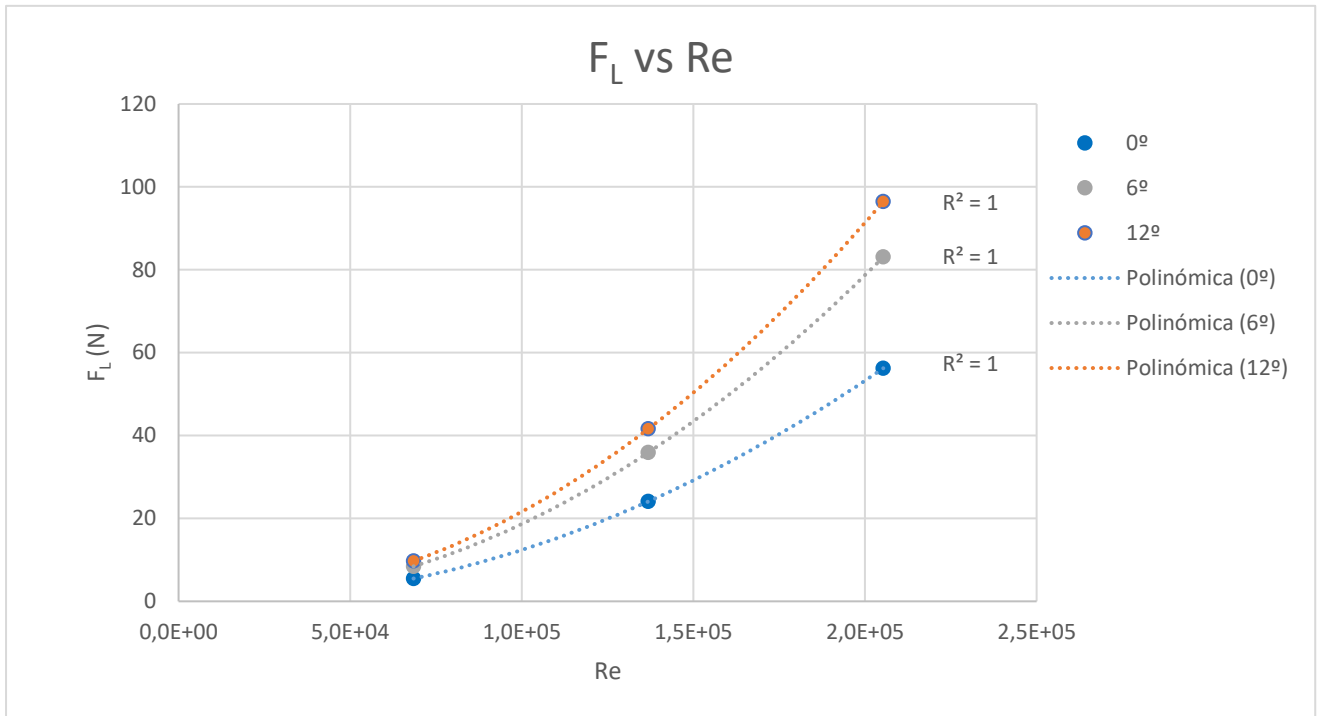


Figura 8.15. F_L vs Re para diferentes ángulos. Escala del túnel de viento.

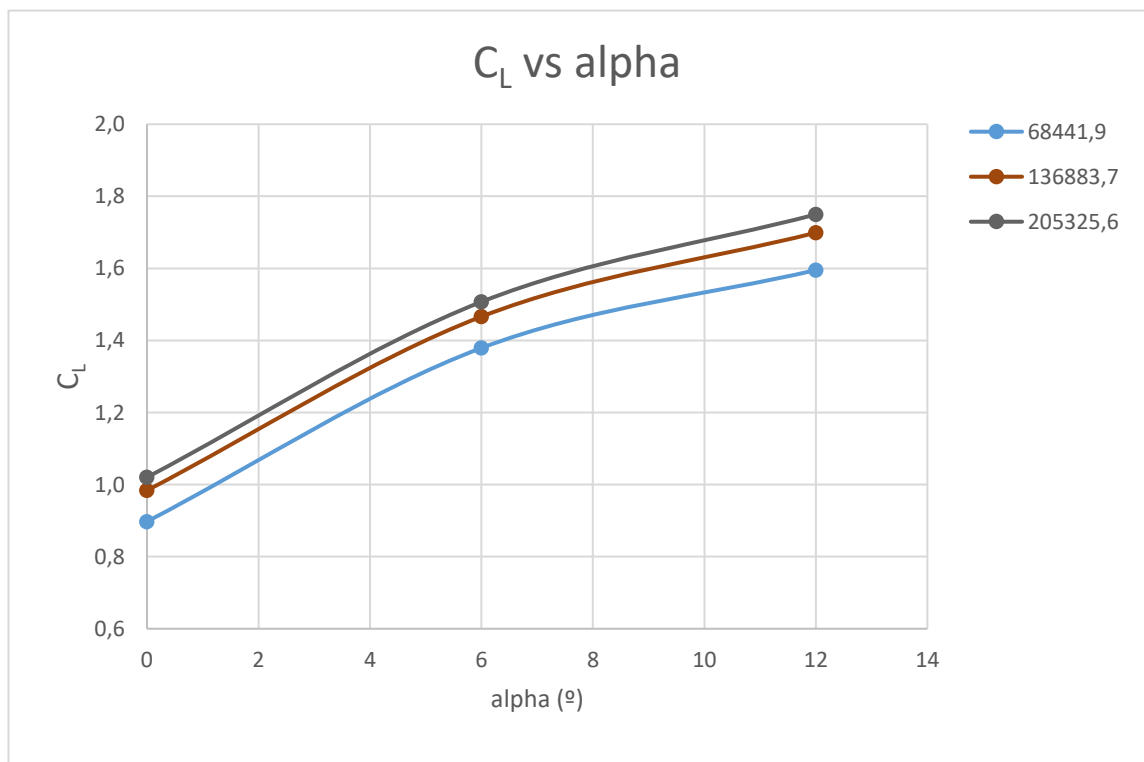


Figura 8.16. C_L vs α para diferentes Re . Escala del túnel de viento.

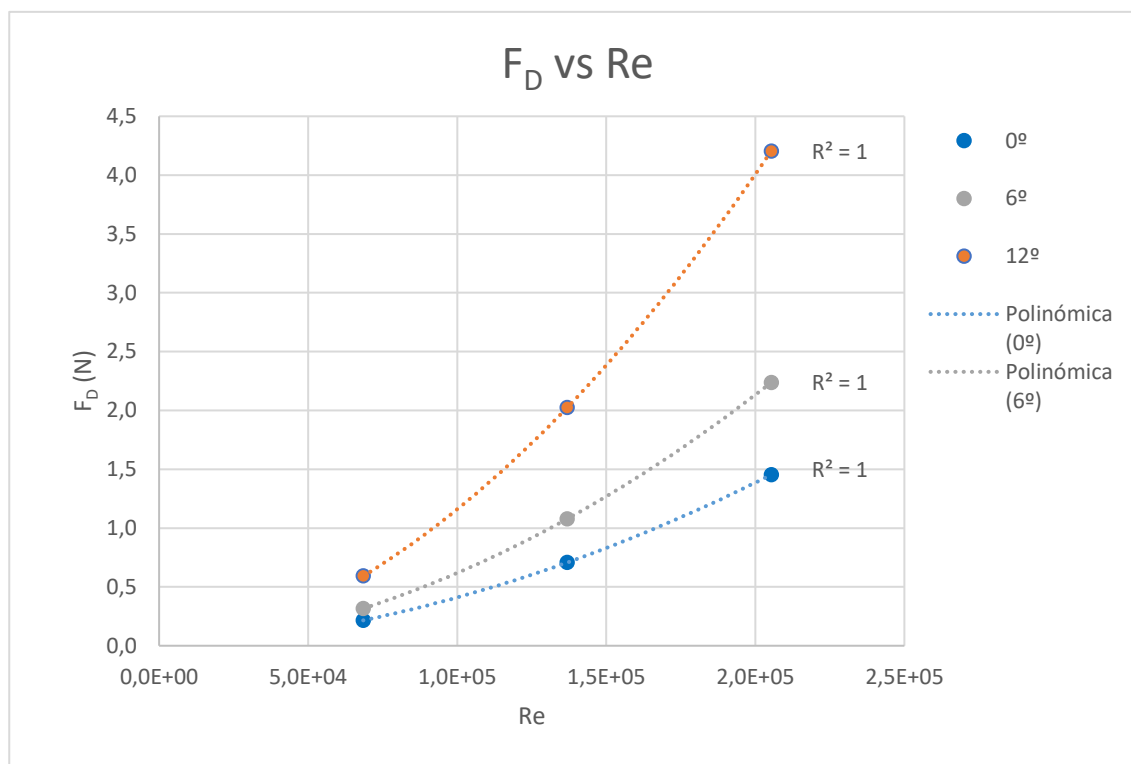


Figura 8.17. F_D vs Re para diferentes ángulos. Escala del túnel de viento.

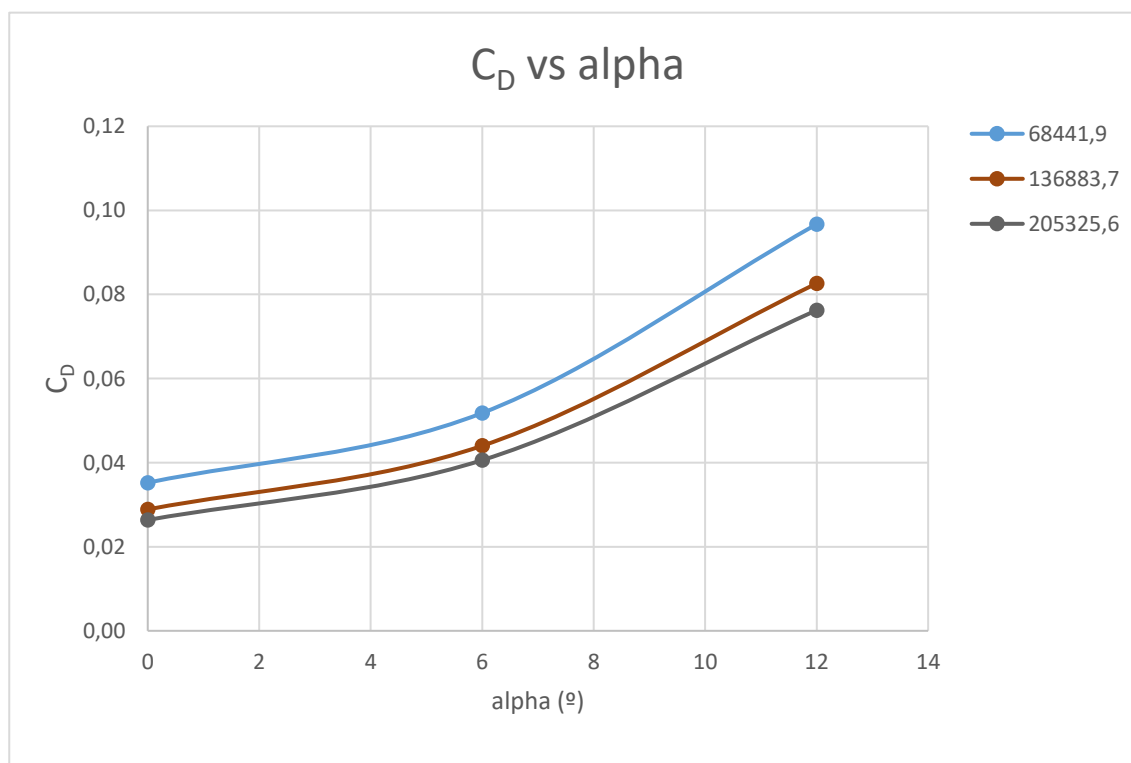


Figura 8.18. C_D vs α para diferentes Re . Escala del túnel de viento.

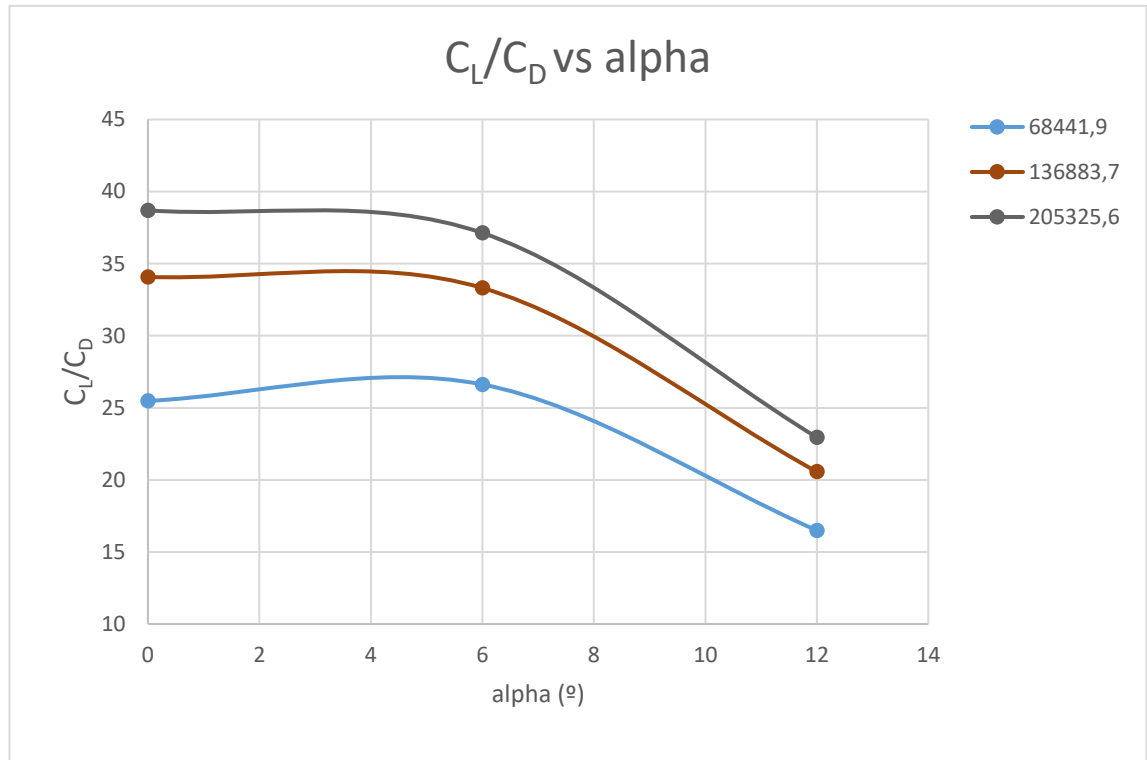


Figura 8.19. C_L/C_D vs alpha para diferentes Re. Escala del túnel de viento.

Se puede observar como los resultados obtenidos tanto de los coeficientes de lift como de drag se encuentran dentro de un rango próximo a los iniciales del repositorio airfoiltools.com. Las pequeñas variaciones se deben a las modificaciones impuestas en el perfil del alerón E63 mencionadas anteriormente, tales como su aumento de grosor para aumentar resistencia mecánica, o como el redondeo llevado a cabo en el extremo de la cola con la finalidad de evitar zonas puntiagudas de acumulación de tensiones.

Si se grafican los resultados se observa la misma similitud con el repositorio inicial, teniendo en cuenta que los números de Reynolds ensayados no son exactamente los mismos. El coeficiente de drag muestra una tendencia ascendente conforme aumenta el ángulo de ataque debido a su curvatura convexa, mientras que el coeficiente de lift presenta una curvatura cóncava síntoma de que se aproxima a su máximo local tal y como se había comentado. Además, se puede ver la dependencia cuadrática de las fuerzas de arrastre y sustentación con la velocidad, un factor que indica que los cálculos están bien realizados.

8.6. Resultados gráficos

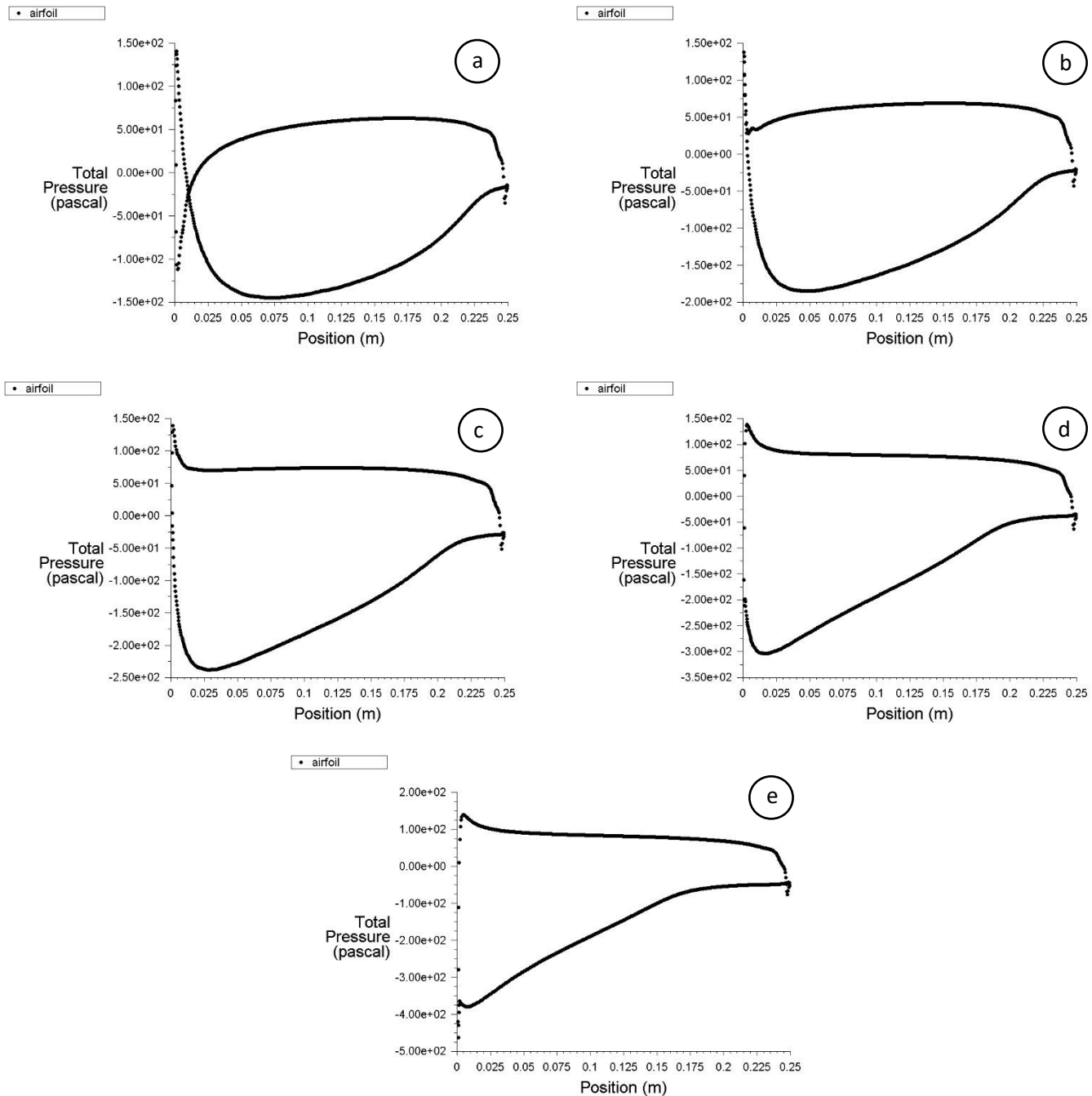


Figura 8.20a-e. Perfil de presiones en el alerón a 15 m/s para α igual a 0 (a), 3 (b), 6 (c), 9 (d) y 12° (e).

Para una velocidad de entrada de 15 m/s se observa cómo el ángulo de ataque modifica el perfil de presiones sobre el alerón. Se puede ver una distribución de presiones prácticamente uniforme en la parte superior del perfil, cuyo valor medio aumenta conforme también lo hace el ángulo de ataque, como muestra de la transición de un cuerpo fusiforme o aerodinámico a uno romo debido a la

oposición directa a las líneas de corriente. De forma análoga, la presión disminuye en la parte inferior del perfil a causa de que el cambio de geometría cada vez es más brusco, y por ende aparecen gradientes de presión mayores.

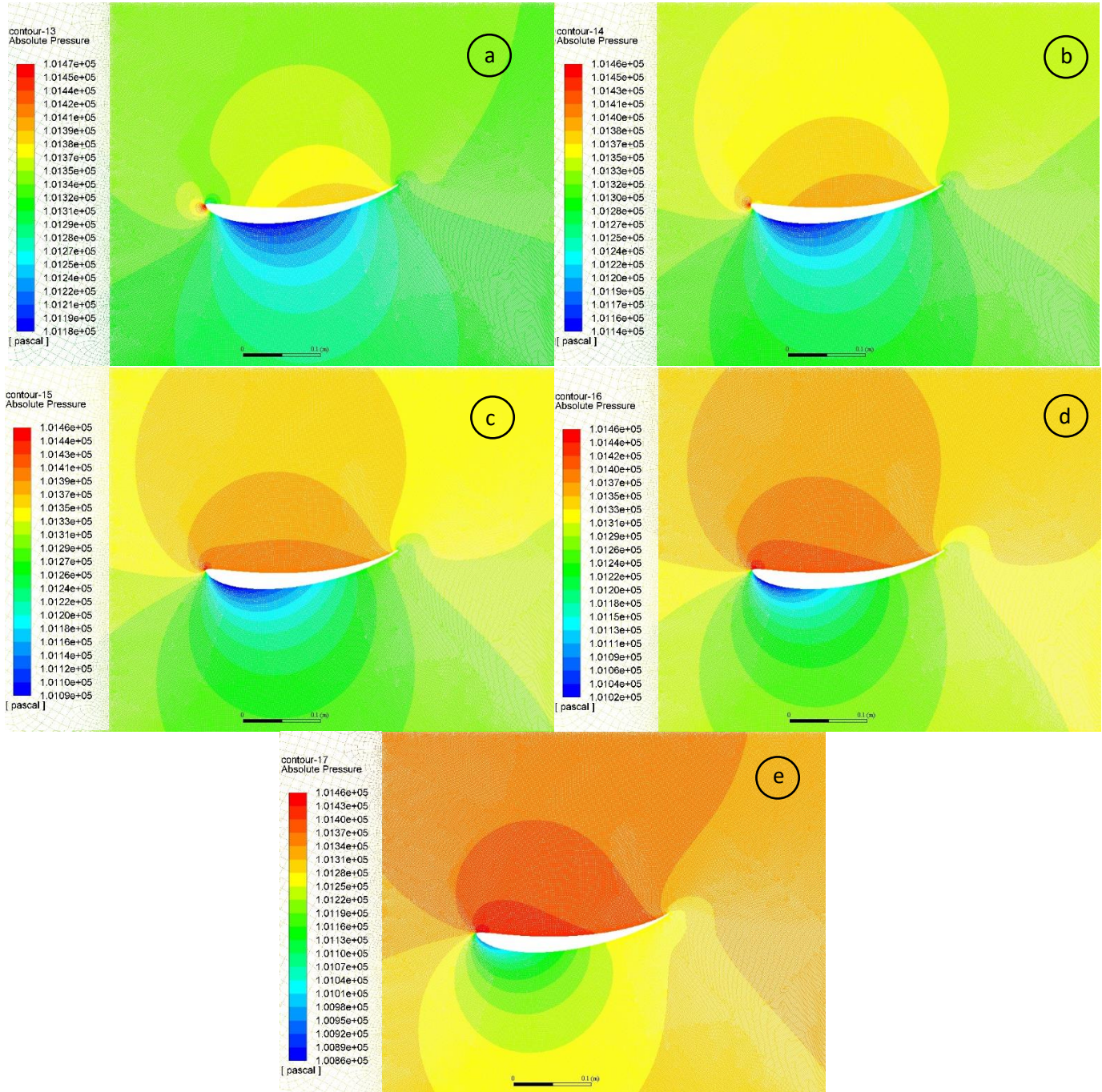


Figura 8.21a-e. Mapa de presiones a 15 m/s para α igual a 0 (a), 3 (b), 6 (c), 9 (d) y 12° (e).

En el mapa de presiones para la misma velocidad de entrada se pueden observar similares características que para el perfil de presiones. Esta vez, se aprecian con mayor claridad algunos fenómenos físicos tales como el desplazamiento del punto de remanso (aquel donde la velocidad

relativa del fluido respecto al cuerpo es nula y en consecuencia la presión es máxima). Esta zona se localiza en la punta del alerón para un ángulo de 0° y avanza por la parte superior del perfil conforme aumenta el ángulo de ataque, deslocalizándose y repartiéndose cada vez más por toda la cara superior. Además, el gradiente de presiones en la zona inferior cada vez es mayor, concentrándose las menores presiones en la cabeza del alerón.

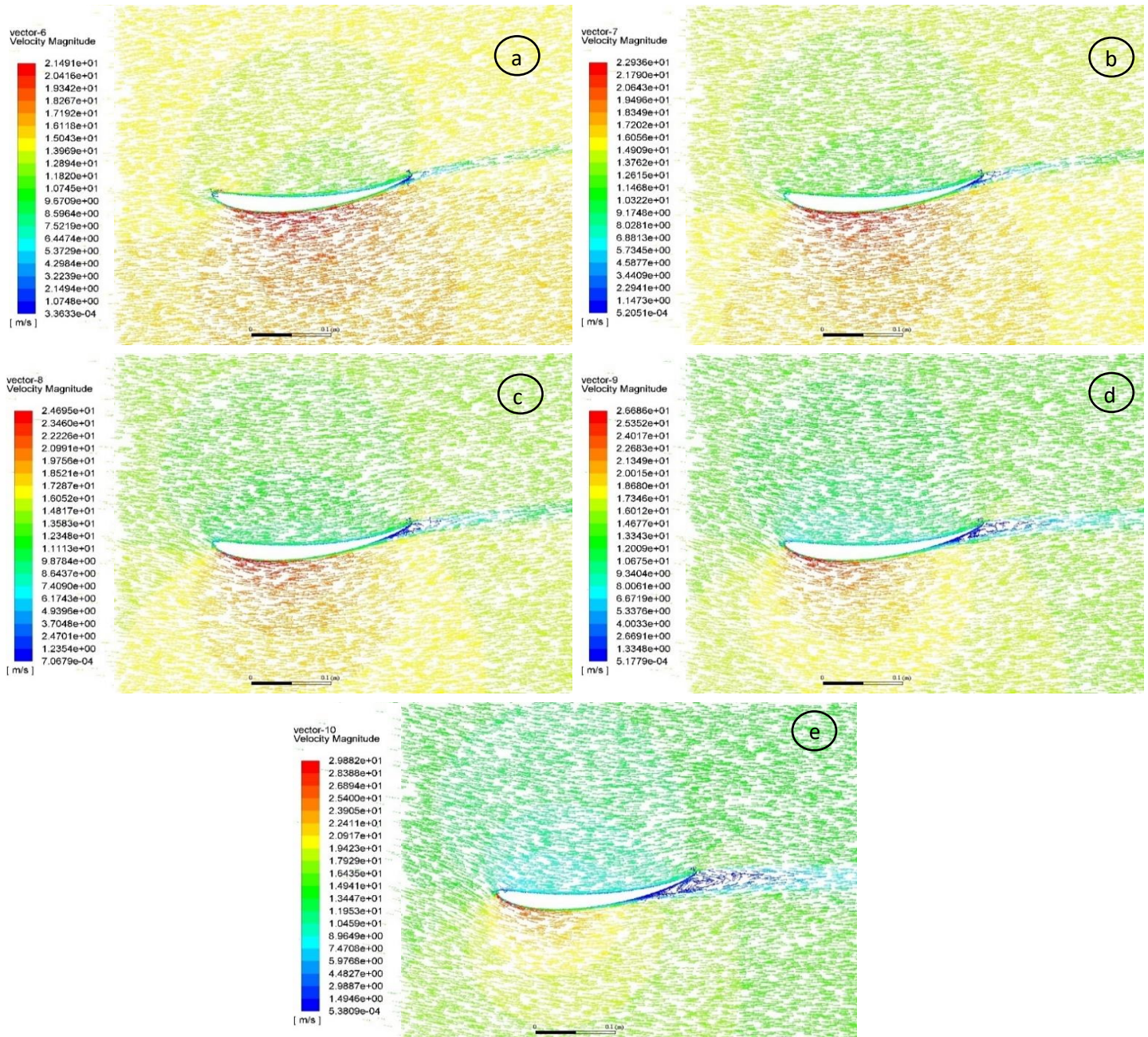


Figura 8.22a-e. Perfil de velocidades a 15 m/s para α igual a 0° (a), 3° (b), 6° (c), 9° (d) y 12° (e).

El perfil de velocidades alrededor del alerón también sufre alteraciones con el ángulo de entrada. Para ángulos bajos (cuando el cuerpo es más fusiforme) el déficit de cantidad de movimiento no es problema debido a que los gradientes de presión son favorables a causa del cambio gradual de la geometría, empujando así al fluido.

Cuando el ángulo de incidencia ya es más pronunciado, aparece un gradiente adverso de presiones que invierte la dirección del flujo, generando así una recirculación del mismo, lo cual da pie a la aparición de vórtices en la estela del alerón. Este fenómeno se observa perfectamente para los ángulos de 9 y 12°, donde la capa límite se separa al llegar a la cola de la cara inferior del perfil. Conforme aumenta el ángulo de ataque, este punto de separación se “adelanta”, acercándose cada vez más a la cabeza del alerón.

El análisis de los resultados obtenidos en las simulaciones se desarrolla con más profundidad en el apartado de conclusiones. La información gráfica análoga al resto de velocidades analizadas se encuentra en los Anexo D. Resultados gráficos de CFD.

9. Correlación de resultados

En el siguiente apartado se analizarán la similitud de los resultados obtenidos experimentalmente en el túnel de viento en los distintos ensayos realizados con los obtenidos mediante las simulaciones computacionales con el software ANSYS *Fluent*.

Se ha incluido en los valores de la simulación el coeficiente de lift para 15° , el cual da muestra de la bajada de las fuerzas de sustentación una vez superados los 12° de ángulo de ataque. Este coeficiente no está incluido en el apartado Simulación computacional, pero se ha considerado necesario anexarlo en el presente capítulo para facilitar la comparación de los datos y ver su comportamiento de una forma más clara.

Como se comentó inicialmente en el apartado Experimentación en el túnel de viento, inicialmente se realizaron 3 experimentos en el equipo del laboratorio y posteriormente se contrastaron utilizando análisis dimensional. Comparando estos resultados con los del apartado Simulación computacional se puede observar una enorme diferencia.

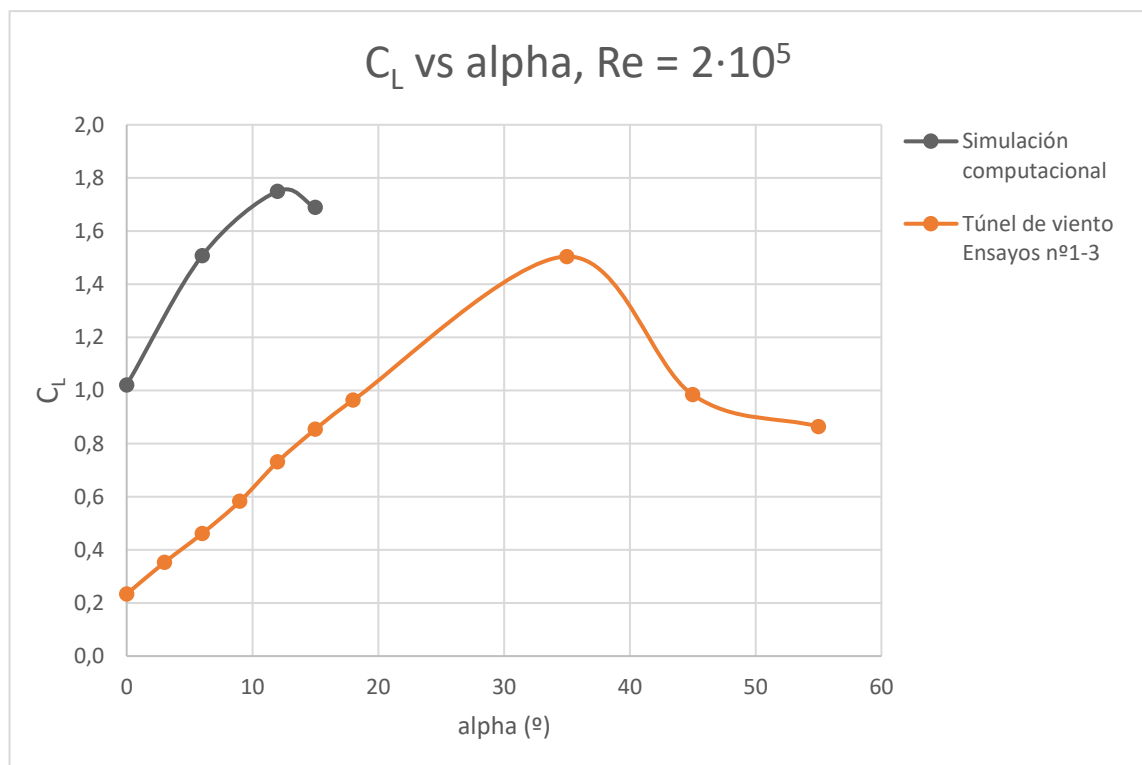


Figura 9.1. C_L vs α , $Re = 2 \cdot 10^5$. Simulación computacional y ensayos nº1-3.

Es evidente que la presencia de errores en las mediciones realizadas es inevitable: errores instrumentales, personales, accidentales y demás, así como las variaciones en las condiciones de ensayo (estas últimas quedan más compensadas debido a la repetición de los ensayos e diferentes

días). No obstante, el orden de magnitud de los errores presentes es excesivo como para ser consecuencia únicamente de estos sucesos. Por ello, se buscaron posibles causas de error que pudieran haber implicado esta poca similitud en las soluciones obtenidas.

Primeramente, se analizó el perfil de velocidades en la sección de ensayo aguas arriba para ver si el panel de abeja cumplía su función de estabilizador de flujo y puede hablarse de un flujo completamente desarrollado uniforme y laminar. Los datos obtenidos expresados en la Figura 6.8 confirman la presencia de turbulencias en la zona de entrada aun cuando se analiza la velocidad a una distancia suficiente de las paredes como para estar lejos de la capa límite. En conclusión, se considera que las turbulencias en el perfil de velocidades de la entrada de la cámara de ensayos han ayudado a que los resultados se desviaran de su valor correcto.

En segundo lugar, se analizó la fiabilidad del sistema sensórico. La posibilidad de que los manómetros estuvieran mal calibrados o dieran valores incorrectos se descartó ya que el rango de velocidades obtenido mediante Bernoulli a partir de las medidas del Pitot pertenecía al rango de valores proporcionado por el fabricante, con velocidades máximas entorno a los 36 m/s. Además, al ser un equipo analógico y no digital, las oscilaciones del valor medido se veían amortiguadas por la propia inercia del fluido.

El otro aparato de medición utilizado ha sido la báscula. Para comprobar su correcto funcionamiento se probó a medir las fuerzas de arrastre y sustentación en el sentido opuesto al actual, es decir girando la báscula 180º, y resultó en una pequeña modificación de los valores captados, no obstante, insuficiente para implicar los errores con los que se está tratando. Adicionalmente se probó a medir las fuerzas de sustentación en el perfil alar no como *downforce* sino como si de un ala de avión se tratara. Al realizar este cambio los valores se acercaron ligeramente a los de las simulaciones 2D, posiblemente debido a la no uniformidad del perfil de velocidades aguas arriba, pero nuevamente estos cambios no eran significativos.

Para confirmar si el equipamiento del túnel de viento era la causa principal de error o no se decidió simular uno de los cuerpos suministrados por el fabricante: una esfera. Si se comparan los coeficientes de drag teóricos con los obtenidos en el rango de Reynolds medido se observa claramente la gran similitud entre ambos, no solo siguiendo el mismo comportamiento sino tomando prácticamente los mismos valores de drag. En consecuencia, se confirma que el equipo de medición del túnel de viento no es el error.

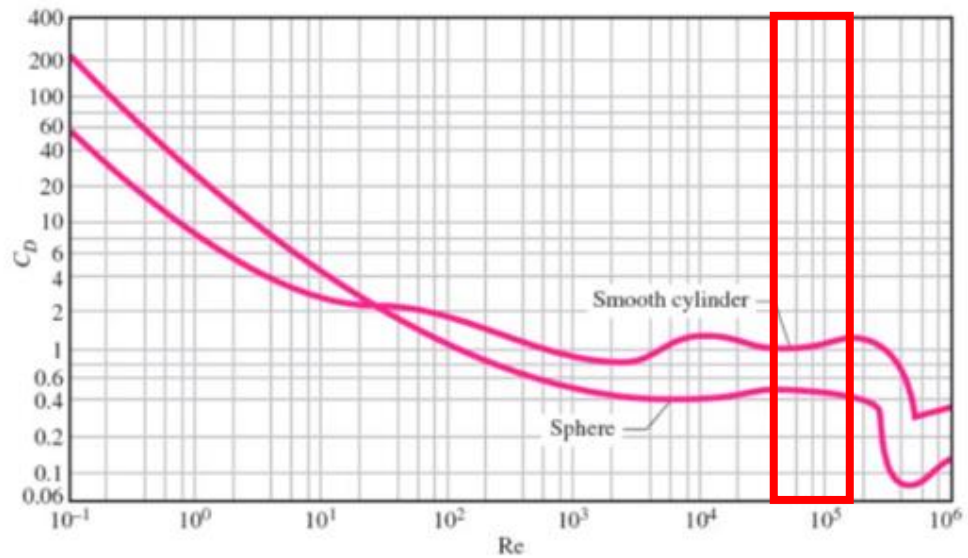


Figura 9.2. C_D vs Re para una esfera y un cilindro. Valores teóricos.

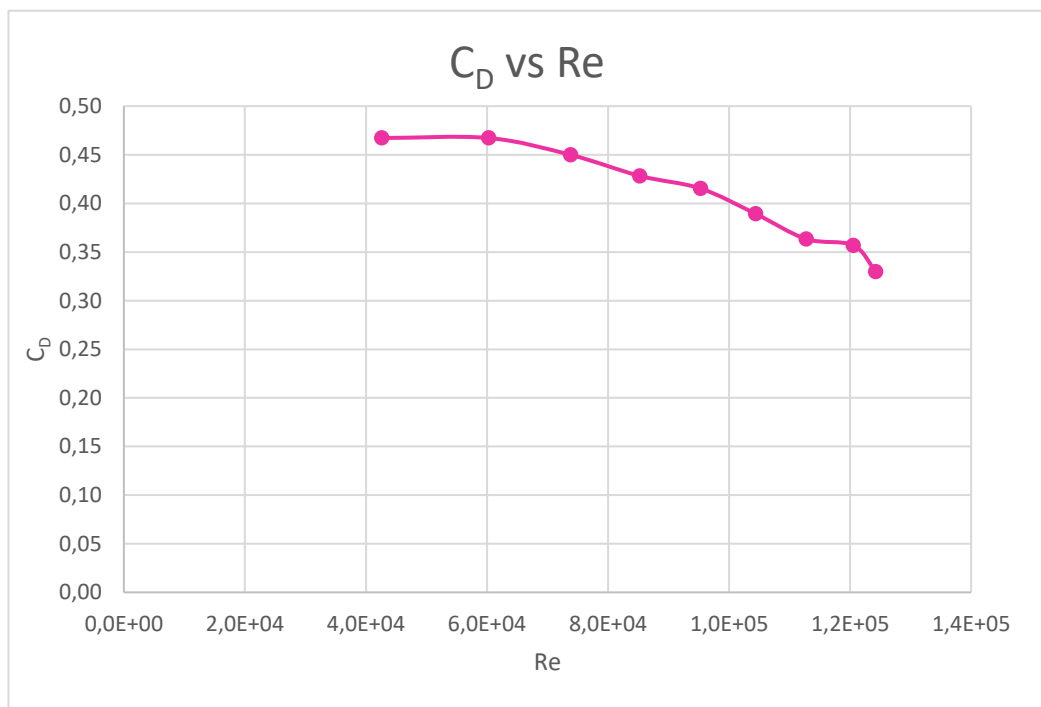


Figura 9.3. C_D vs Re para una esfera. Valores experimentales.

Otro factor considerado fue la ausencia de vórtices laterales en las simulaciones bidimensionales. Para comprobar este hecho se simuló un perfil alar con una ratio cuerda-envergadura superior al anterior alerón, ya que la influencia de estos efectos de vorticidad se debería de mitigar conforme el modelo tiende hacia el utilizado en las simulaciones 2D, el cual presenta una envergadura “infinita”.

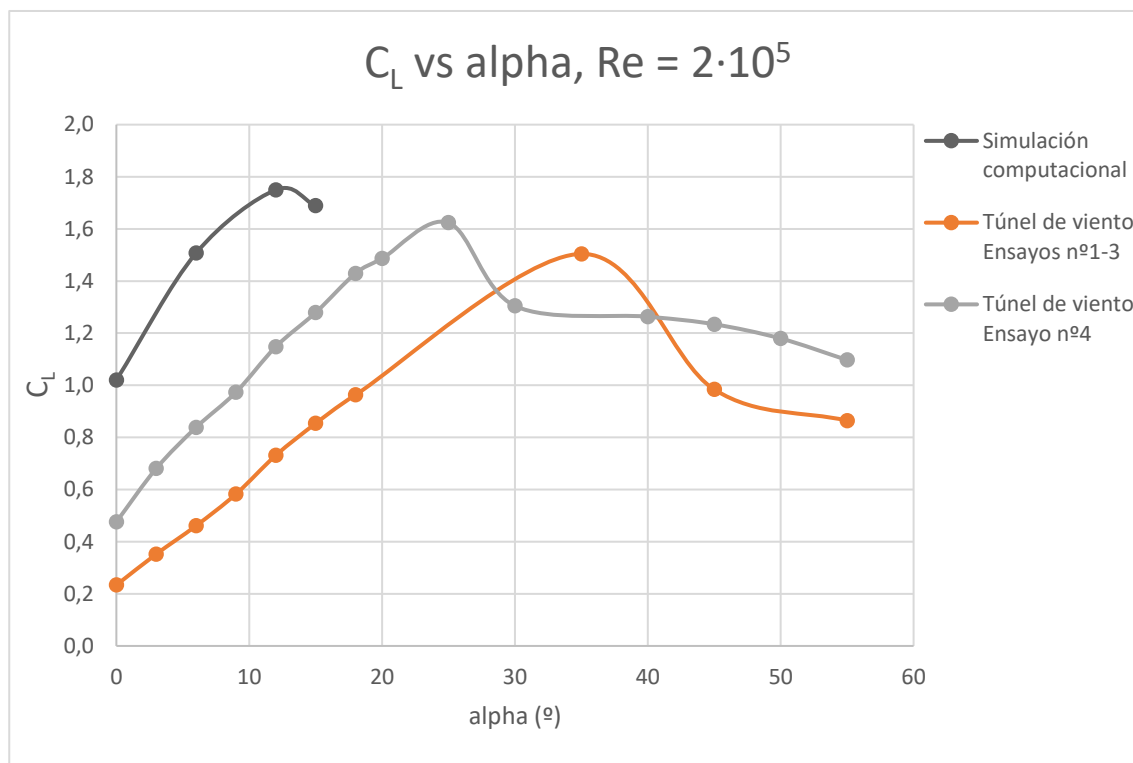


Figura 9.4. C_L vs α , $Re = 2 \cdot 10^5$. Simulación computacional, ensayos nº1-3 y 4.

Como se puede observar en la Figura 9.4 los resultados mejoran considerablemente y se acercan a los simulados computacionalmente, tanto en valor como en comportamiento. El error entre ambos disminuye casi un 50% y el valor máximo se da antes. Cabe destacar que este valor pico es inferior al de las simulaciones bidimensionales, algo lógico y normal. Se puede deducir, pues, que la no consideración de estos vórtices ha afectado en gran medida a la divergencia entre los resultados obtenidos. Para reducir el error se debería simular el perfil aerodinámico en 3D.

No obstante, existe otro factor contemplado que puede afectar al comportamiento de los coeficientes adimensionales: el acabado superficial. Este afecta en el desprendimiento de la capa límite y la transición de esta del régimen laminar al turbulento como se ha comentado en el apartado Fundamentos de la aerodinámica. En consecuencia, se ha experimentado con dos modelos con diferentes acabados superficiales: un alerón sin limar y el mismo limado.

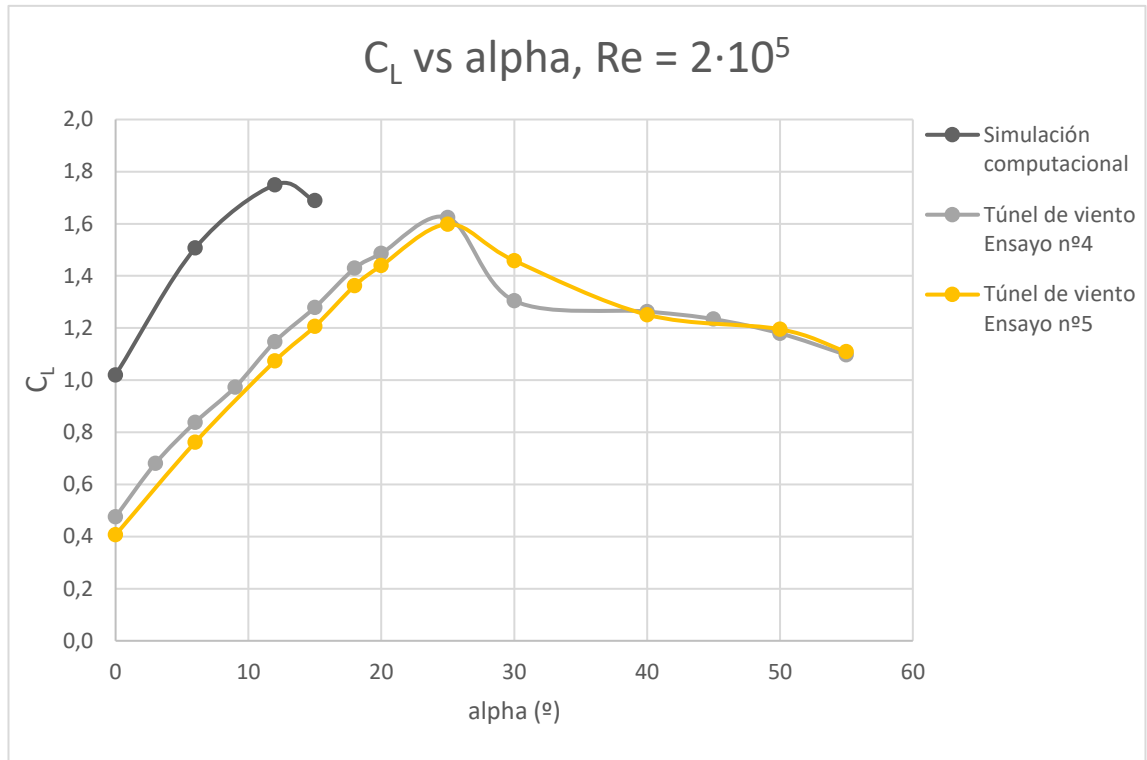


Figura 9.5. C_L vs α , $Re = 2 \cdot 10^5$. Simulación computacional y ensayos nº4 y 5.

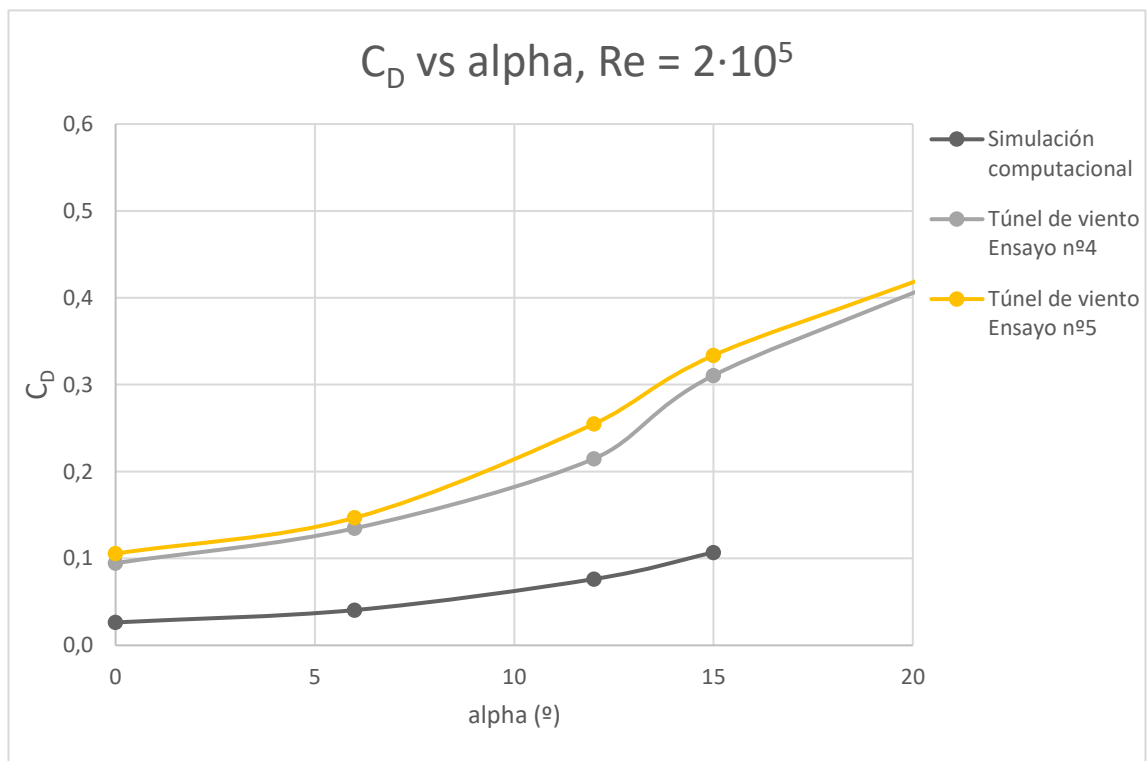


Figura 9.6. C_D vs α , $Re = 2 \cdot 10^5$. Simulación computacional y ensayos nº4 y 5.

Nuevamente se ve que las hipótesis realizadas eran correctas, y que la rugosidad retrasa la transición del régimen laminar al turbulento, implicando así un retraso en el desprendimiento de la capa límite y, en consecuencia, unos menores valores del coeficiente de arrastre. En cuanto a la sustentación, cuando el acabado superficial es mejor esta disminuye, pero a unos niveles no significativos.

En conclusión, el error en los resultados obtenidos se debe en gran parte a las simplificaciones llevadas a cabo en las simulaciones bidimensionales, las cuales no tienen en cuenta ni los vórtices laterales ni la rugosidad superficial del material. Además, los pequeños errores comentados a lo largo de este apartado (experimentales, accidentales, flujo no uniforme a la entrada, báscula dependiente del sentido medido...) han ayudado a que estas diferencias se vieran aumentadas.

Análisis del impacto ambiental

Durante la ejecución de este proyecto se han utilizado diversos equipos electrónicos y eléctricos, siendo los principales ordenadores (tanto sobremesa como portátiles), impresoras 3D y el propio túnel de viento. Estos equipos, dada su potencia, suponen un gasto eléctrico a tener en cuenta a la hora de analizar el impacto de este proyecto en el medio ambiente, por lo que se estimará su consumo para cada uno de ellos.

Primeramente se analizarán los ordenadores utilizados durante el proyecto. Se dispone de tres portátiles que se han usado de manera asidua para el modelado tridimensional en software CAD, preparación de los archivos de simulación, búsqueda de información y referencias, redacción, simulaciones estructurales de bajo coste computacional, etc. Se estima un uso total de unas 1800h entre los tres autores, que teniendo en cuenta una potencia media de cada portátil de 40W resulta en un gasto alrededor de 72 kW h.

El departamento de fluidos ha puesto a nuestra disposición un ordenador de sobremesa de altas prestaciones diseñado para resolver simulaciones computacionales de la manera más eficiente posible. Este ordenador tiene una potencia media de uso de 350 W y se ha utilizado para resolver 30 simulaciones de coste computacional medio (aproximadamente 4 horas cada una) y 10 de alto coste computacional (aproximadamente 40 horas cada una), lo que da un total de 520 horas, que expresado en consumo eléctrico asciende hasta un total de 182 kW h.

Para la fabricación de la maqueta a escala, así como de los modelos para realizar las experimentaciones en el túnel de viento, se ha utilizado la fabricación por adición de material plástico mediante impresoras BCN3D+. Dicho equipo tiene una potencia media de 200 W y se ha utilizado durante 60 horas en el campus universitario y durante 40 horas en servicios externos, dando un consumo total aproximado de 20 kW h. Además, se han encargado a empresas externas algunas piezas que no ha sido posible fabricar, la obtención de las cuales se ha hecho mediante tecnología MJT en un equipo HP Jet Fusion 3D 4200/3200 de potencia media de 10 kW. Estos elementos han tardado 3 horas entre la impresión y el posterior procesado de refrigeración, consumiendo en total 30 kW h.

La parte experimental de comprobación de resultados de las simulaciones computacionales fluidodinámicas se ha llevado a cabo en el túnel de viento TecQuipment AF100, con una potencia media de 20 kW y un uso de 20 horas, lo que equivale a un consumo de 400 kW h.

En total, el consumo eléctrico se estima en 684 kW h.

En cuanto al gasto material, los únicos componentes fabricados han sido los perfiles a escala utilizados en el túnel de viento (junto con los soportes necesarios para su experimentación) y la maqueta a escala de exposición. El material utilizado en la impresión 3D ha sido PLA, el cual es un polímero termoplástico reciclable y reutilizable, mientras que el material utilizado en los soportes del túnel de viento es acero. Dichos soportes, juntamente con la mayoría de los perfiles utilizados en la experimentación en el túnel de viento, van a ser reutilizados por el departamento de fluidos para la realización de prácticas

académicas. De manera aproximada, se ha consumido una cantidad de PLA de 800 gramos, de los cuales 500 han sido impresos en las instalaciones universitarias y el resto en servicios externos.

Adicionalmente, se ha comprado tornillería para su utilización en la maqueta a modo de uniones desmontables, por lo que se pueden reutilizar después de uso en la maqueta.

En la implementación real en el vehículo el sistema aerodinámico activo aquí estudiado se alimenta a partir de la batería de 24V del propio vehículo. Por ello, el gasto energético que esto conlleva corre a cargo de la electricidad generada por el alternador, que va conectado mecánicamente al eje del propio motor de combustión. El consumo medio aproximado de todo el sistema aerodinámico activo es de 612 W, perteneciendo 600 W al conjunto de actuación y el resto a la electrónica de control.

Un proyecto de esta envergadura tiene una extensión considerable en cuanto a número de páginas se refiere, por lo que la impresión de este supondría un gasto notable de papel, además de la encuadernación del mismo. Adicionalmente, al tratarse de un proyecto global conformado por tres trabajos que se presentan de manera individual, los fundamentos teóricos y una parte de los resultados obtenidos son de interés común, por lo que existe una cantidad considerable de capítulos que se deberían de imprimir de manera redundante. Por ello, el hecho de que la Universidad haya decidido prescindir de la obligatoriedad de entregar físicamente el Trabajo Final de Grado resulta en un ahorro de papel a tener en cuenta, superando con facilidad el millar de páginas no impresas.

Conclusiones

Una vez finalizado el estudio y obtenidos todos los resultados pertinentes, se han extraído una serie de conclusiones a partir de la correcta interpretación de estos. Como este trabajo no se encuentra en el campo de la investigación, no se partía de una serie de hipótesis que confirmar, por lo que a nivel de conclusiones estas son de un carácter más técnico.

En primer lugar, se han obtenido unos resultados lógicos en cuanto al comportamiento aerodinámico del perfil seleccionado, en concordancia con otros perfiles alares de geometría similar.

En segundo lugar, se ha conseguido un diseño mecánico completo y funcional, fruto de un proceso iterativo siguiendo las pautas marcadas por algunas de las asignaturas impartidas en la universidad.

En tercer lugar, la implementación electrónica conseguida ha sido capaz de simular el comportamiento dinámico de un vehículo (a partir de los datos captados por diferentes sensores) y regular sus salidas acorde a este.

Por último, se ha fabricado una maqueta a escala con todos los grados de libertad con los que cuenta el prototipo diseñado, incorporando en esta todo el sistema electrónico de control y regulación. El sistema actuación, sin embargo, se ha emulado con una solución similar.

En el camino a la consecución de los objetivos marcados inicialmente se han ido adquiriendo una serie de competencias que han facilitado el desarrollo de este. Estos conocimientos de carácter más práctico no se aprenden en las aulas, sino que provienen de la experiencia.

Por un lado, la tarea llevada a cabo en el túnel de viento, que pretendía ser una verificación de la veracidad de los resultados obtenidos mediante simulación computacional fluidodinámica, ha puesto en evidencia las simplificaciones que lleva a cabo una simulación bidimensional: los vórtices de extremo, por ejemplo, que se suponían despreciables frente a otros efectos, han acabado siendo de vital relevancia aun cuando la ratio envergadura-cuerda es relativamente elevada. Esto hace ver la gran dificultad que supone correlacionar la teoría con la práctica. En consecuencia, resulta evidente la necesidad de llevar a cabo experimentos para validar los modelos virtuales, no significando esto que los métodos CFD no sean excelentes herramientas para obtener una idea muy clara del comportamiento aerodinámico con el correcto pre y postprocesado.

Por otro lado, durante el proceso de diseño se ha hecho patente el carácter iterativo de este, debiendo realizar diversas revisiones a los componentes mecánicos y a los materiales de estos conforme se avanzaba en el proyecto dado las interdependencias presentes. Esto se ha hecho presente a la hora de tener en cuenta la viabilidad en cuanto a la fabricación, un factor que no se tiene en cuenta en los niveles teóricos más elementales.

En relación al proceso de diseño resulta evidente la practicidad de herramientas que implementen el método de elementos finitos para el análisis estructural, suponiendo un ahorro tanto de recursos como de tiempo considerable que se puede invertir en mejorar el diseño existente.

Finalmente se ha podido apreciar de una manera mucho más clara y cercana el uso de la electrónica dentro de un sistema real, con todas las dificultades y problemas que ello conlleva. El modelo de dinámica vehicular incorporado ha ayudado a comprender la enorme dificultad de representar matemáticamente un sistema tan complejo como es un vehículo, suponiendo un ligero incremento en la precisión un gran coste de cálculo

En definitiva, la realización de este ambicioso proyecto nos ha aportado un conjunto de habilidades y conocimientos muy útiles de cara a nuestro desarrollo profesional como futuros ingenieros.

Posibles vías de futuro desarrollo

Pese al gran alcance de este proyecto, el cual abarca tres áreas diferenciadas de la ingeniería y toca múltiples temáticas, se ha conseguido cumplir en gran medida las expectativas que todos los autores teníamos puestas en este trabajo. No obstante, somos plenamente conscientes de que se ha tenido que renunciar a algunos puntos, ya sea por restricciones de conocimiento o de tiempo, que nos habría gustado incorporar al proyecto.

Es por ello que se han pensado una serie de posibles vías de futuro desarrollo, que podrían dotar de mayor rigurosidad, profesionalidad y profundidad al sistema aquí estudiado.

- Realizar simulaciones computacionales fluidodinámicas con modelos tridimensionales, las cuales tendrían en cuenta más factores de la realidad tales como vórtices laterales.
- Realizar simulaciones computacionales estructurales con el modelo completo, es decir, sin aplicar ningún tipo de simetría, para así observar casos en que los elementos móviles se encuentren en posiciones muy diferentes entre sí.
- Aplicar una carga aerodinámica de presión sobre los perfiles aerodinámicos como una función definida por puntos, emulando así el perfil de presiones obtenido mediante CFD.
- Encontrar una relación entre los factores perturbadores tridimensionales (como la ratio envergadura-cuerda) para así poder extrapolar de manera más precisa los resultados CFD a la realidad.
- Valorar la posibilidad y viabilidad de la sustitución de los actuadores lineales por un sistema neumático.
- Optimizar la sincronía de las diferentes funciones de cálculo y transmisión de datos en el código del sistema de control.
- Valorar la sustitución del microcontrolador por un equipo electrónico con una frecuencia de reloj más alta, para así poder explorar todas las posibilidades del bus de datos.
- Profundización de la búsqueda de datos vehiculares para la aplicación del modelo dinámico de tres masas.
- Implementación de una realimentación negativa regulada mediante PID.

Presupuesto

En esta sección se detallarán los recursos tanto materiales como intangibles que se han empleado a lo largo de este trabajo.

Por un lado, durante la realización de este proyecto se ha necesitado del uso y/o adquisición de distintos materiales y productos, los cuales se listan en la Tabla 1.

<i>Material o producto</i>	<i>Coste unitario</i>	<i>Unidades</i>	<i>Coste subtotal</i>
<i>Filamento plástico PLA</i>	30,00 €/kg	0,8 kg	24,00 €
<i>Barra calibrada acero 12mm</i>	3,60 €/m	0,8 m	2,88 €
<i>Papel de lija</i>	0,90 €/ud	3 ud	2,70 €
<i>Masilla</i>	15,20 €/kg	0,25 kg	3,80 €
<i>Raspberry Pi Model 3B</i>	38,00 €/ud	1 ud	38,00 €
<i>Arduino UNO R3</i>	20,00 €/ud	1 ud	20,00 €
<i>InvenSense GY-521</i>	2,44 €/ud	1 ud	2,44 €
<i>Joystick</i>	0,99 €/ud	1 ud	0,99 €
<i>Pack 120 cables</i>	6,10 €/ud	1 ud	6,10 €
<i>Protoboard 170 puntos</i>	1,79 € /ud	2 ud	3,58 €
<i>Fuente protoboard MB102</i>	0,60 €/ud	1 ud	0,60 €
<i>Servo Micro SG90</i>	5,20 €/ud	2 ud	10,40 €
<i>Tornillo M2x20 y tuerca</i>	0,145 €/ud	20 ud	2,90 €
<i>Tornillo M2x16 y tuerca</i>	0,125 €/ud	20 ud	2,50 €
<i>Tornillo M3x10 y tuerca</i>	0,115 €/ud	20 ud	2,30 €
<i>Licencia ANSYS</i>	0,70€/h	550h	385,00€
<i>Licencia SolidWorks</i>	0,50€/h	150h	75,00€
<i>Uso del túnel de viento</i>	150,00€/día	5 días	750,00€
Subtotal			1333,19 €

Tabla 1. Presupuesto subtotal de materiales y productos.

Debido a la imposibilidad de obtener ciertas piezas se han derivado servicios de impresión 3D a agentes externos, el presupuesto de los cuales se lista en la tabla 2.

<i>Servicios</i>	<i>Coste unitario</i>	<i>Unidades</i>	<i>Coste subtotal</i>
<i>Impresión 3D MJF</i>	2,40 €/h	3 h	7,20 €
<i>Impresión 3D FFF</i>	1,45 €/h	40 h	58,00 €
Subtotal			65,2 €

Tabla 2. Presupuesto subtotal de servicios.

De acuerdo a la estimación de consumo energético realizada en el apartado Análisis del impacto ambiental se ha calculado el coste que supondría.

<i>Electricidad</i>	<i>Coste unitario</i>	<i>Unidades</i>	<i>Coste subtotal</i>
<i>Ordenadores portátiles</i>	0,12 €/(kW h)	72 kW h	8,64 €
<i>Ordenador sobremesa</i>	0,12 €/(kW h)	182 kW h	21,84 €
<i>Impresión 3D</i>	0,12 €/(kW h)	12 kW h	1,44 €
<i>Túnel de viento</i>	0,12 €/(kW h)	400 kW h	48,00 €
Subtotal			79,92 €

Tabla 3. Presupuesto subtotal de electricidad.

Por último, considerando unos honorarios medios tanto para ingenieros junior como para ingenieros senior, se ha obtenido el presupuesto mostrado en la Tabla 4.

<i>Servicios de ingeniería</i>	<i>Coste unitario</i>	<i>Unidades</i>	<i>Coste subtotal</i>
<i>Honorarios de ingeniería</i>	50,00€/h	2.500h	125.000,00€
Subtotal			125.000,00 €

Tabla 4. Presupuesto subtotal de servicios de ingeniería.

Agrupando todos estos costes y, aplicando el 21% de IVA a los productos marcados con un asterisco, se obtiene el presupuesto total del proyecto, tal y como se muestra en la Tabla 5.

Material o producto	1.333,19 €
Servicios	65,20 €
Electricidad	79,92 €
Servicios de ingeniería	125.000,00 €
IVA (21%)	26.534,58 €
Total	153.012,89 €

Tabla 5. Presupuesto total del proyecto.

Bibliografía

Referencias

- [1] Rivet, Iván. “Estudio de un sistema aerodinámico activo en automóviles: elementos mecánicos”. Trabajo Final de Grado. Universitat Politècnica de Catalunya: Escola d’ Enginyeria Barcelona Est, 2018.
- [2] Rodríguez, Antonio. “Estudio de un sistema aerodinámico activo en automóviles: control y automatización del sistema”. Trabajo Final de Grado. Universitat Politècnica de Catalunya: Escola d’ Enginyeria Barcelona Est, 2018.

Bibliografía complementaria

- Abbot, Ira H.; von Doenhoff, Albert E. y Stivers Jr., Louis S. “Summary of Airfoil Data”. Technical report, National Advisory Committee for Aeronautics (NACA), 1945.
<https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19930090976.pdf>
- Abreu, O. V.; Alvear, D.; Capote, J. A.; Espina, J. y Lázaro, M. “Influencia del modelo de turbulencia y del refinamiento de la discretización espacial en la exactitud de las simulaciones computacionales de incendios”. *Revista Internacional de Métodos Numéricos para Cálculo y Diseño en Ingeniería* 24, no. 3 (2008): 227-45. <https://upcommons.upc.edu/bitstream/handle/2099/10445/III%20-%20V24N3.pdf>
- Alam, Firoz; Steiner, Tom; Chowdhury, Harun; Moria, Hazim; Khan, Iftekhar; Aldawi, Fayez y Subic, Aleksandar. “A study of ball aerodynamic drag.” *Procedia Engineering* 13 (2011) 226-231.
<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S187770581100991X>
- Ashby, Michael F. *Materials selection in mechanical design*. 3ª ed. Amsterdam: Butterworth-Heinemann, 2005.
- Becker, Jared y Valdez, Jonathan. Texas Instruments. “Understanding the I²C Bus”. Technical report, 2005. <http://www.ti.com/lit/an/slva704/slva704.pdf>
- Budynas, Richard G; Nisbett, J. Keith y Shigley, Joseph Edward. *Diseño en ingeniería mecánica de Shigley*. 9ª ed. México: McGraw-Hill, 2012.
- Capece, V. R.; Kirk, William T.; Nayeri, C. N.; Paschereit, C. O. y Pechlivanoglou, G. “Comparative Study Of CFD Solver Models For Modeling Of Flow Over Wind Turbine Airfoils”. *Proceedings of ASME Turbo*

Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition (2014).
<http://proceedings.asmedigitalcollection.asme.org/proceeding.aspx?articleid=1907865>

Castillo, Esmeralda. “Análisis de criterios de fallo para materiales compuestos”. Trabajo Final de Grado. Universidad Politécnica de Valencia: Escuela Técnica Superior de Ingeniería de Diseño, 2016.

CFD Online. “Introduction to Turbulence”. [Disponible 5 de mayo 2018]. <https://www.cfd-online.com/Wiki/Turbulence>

Components101. “Arduino UNO”. [Disponible 9 de marzo 2018].
<https://components101.com/microcontrollers/arduino-uno>

Components101. “Raspberry Pi 3”. [Disponible 9 de marzo 2018].
<https://components101.com/microcontrollers/raspberry-pi-3-pinout-features-datasheet>

Comsol Cyclopedia. “The Finite Element Method (FEM)”. [Disponible 22 de febrero 2018].
<https://www.comsol.com/multiphysics/finite-element-method>

Çengel, Yunus A. y Cimbala, John M. *Mecánica de fluidos. Fundamentos y aplicación*. 1ª ed. México, D.F.: McGraw-Hill, 2006.

De Pouplana Queralt, Marcos. “Diseño de un generador de vórtices”. Trabajo Final de Grado. Universitat Politècnica de Catalunya. Escola Tècnica Superior d’Enginyeria Industrial de Barcelona, 2017.

Dorf, Richard C. *Sistemas de control moderno*. 10a ed. Madrid [etc.]: Prentice Hall, 2005.

Egorov, Yury y Menter, Florian. “A Scale-Adaptive Simulation Model using Two-Equation Models”. *AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit* (2005). <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2005-1095>

Fixor. “Tuercas remachables e insertos.” [Disponible 15 de mayo 2018]. <https://www.fixor.es/insertos-tuercas-remachables/>

Frei, Walter. “Understanding the Solvers”. *Comsol Tokyo Conference* (2014).
https://www.kesco.co.jp/conference/2014/data/ConfTokyo2014Mini_Solvers.pdf

Frei, Walter. Comsol Blog. “Which Turbulence Model Should I Choose for My CFD Application?”. [Disponible 3 de febrero 2018]. <https://www.comsol.com/blogs/which-turbulence-model-should-choose-cfd-application/>

Gillespie, Thomas D. *Fundamentals of vehicle dynamics*. 1ª ed. Warrendale, Pa: Society of Automotive Engineers.

Hirsch, C. *Numerical Computation of Internal and External Flows*. Elsevier, 2007.

Kuo, Benjamin C. *Sistemas Control Automático*. 7a ed. México: Prentice Hall, 1996.

LearnCAx. "Basics of Y Plus, Boundary Layer and Wall Function in Turbulent Flows." [Disponible 26 de marzo 2018]. <https://www.learncax.com/knowledge-base/blog/by-category/cfd/basics-of-y-plus-boundary-layer-and-wall-function-in-turbulent-flows>.

LINAK. "Actuadores Lineales" [Disponible 7 de mayo 2018]. <http://www.linak.es/productos/linear-actuators.aspx>

MathWorks Documentation. "Fit curve or surface to data – MATLAB fit". [Disponible 29 de abril 2018]. <https://es.mathworks.com/help/curvefit/fit.html>

Matyushenko, Aleksey A; Kotov, Eugeni V. y Garbaruk, Andrey V. "Calculations of flow around airfoils using two-dimensional RANS: an analysis of the reduction in accuracy." *St. Petersburg Polytechnical University Journal: Physics and Mathematics Vol.3, Issue 1* (Marzo 2017) 15-21. <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2405722317300191?via%3Dihub>

Milliken, W. F. y Milliken, D. L. *Race Car Vehicle Dynamics*. 1ª ed. Warrendale, Pa: Society of Automotive Engineers, 1995.

Mott, Robert L. *Mecánica de fluidos*. 6ª ed. México D.F.: Pearson Prentice Hall, 2006.

Mullen, Benjamin J. Cornell Confluence. "FLUENT- Flow over an Airfoil". [Disponible 8 de febrero 2018]. <https://confluence.cornell.edu/display/SIMULATION/FLUENT+-+Flow+over+an+Airfoil>

Mulsanne Corner. "Race Car Aerodynamics Database". [Disponible 12 de mayo 2018]. <http://www.mulsannecorner.com/data.html>

Muñoz, Alberto. "Diseño y análisis computacional para túnel de viento de baja velocidad". Proyecto fin de Carrera. Universidad Carlos III de Madrid: Escuela Politécnica Superior, 2012.

Oñate, E. *Structural analysis with the finite element method: linear statics*. Barcelona: [London]: CIMNE, Springer, 2009.

Pacejka, Hans B. *Tire and Vehicle Dynamics*. 3ª ed. Oxford: Butterworth-Heinemann, 2012.

P. Beer, Ferdinand; Johnston Jr, E. Russel y Mazurek, David F. *Mecánica vectorial para ingenieros. Estática*. 10ª ed. México, McGraw-Hill, 2010.

Pritchard, Philip J.; Fox, Robert W. y McDonald, Alan T. *Fox and McDonald's Introduction to Fluid Mechanics*. 8ª ed. Manhattan: Wiley, 2011.

Python Documentation. "7.3. struct — Interpret strings as packed binary data". [Disponible 15 de mayo 2018]. <https://docs.python.org/2/library/struct.html>

Quartus Engineering. "Composites 101". [Disponible 24 de abril 2018]. <https://www.quartus.com/resources/composites-101/>

Rumsey, Christopher. Langley Research Center. "Turbulence Modeling Resource". [Disponible 4 de mayo 2018]. <https://turbmodels.larc.nasa.gov/>

Schaeffler. "Casquillos de fricción INA de material compuesto de metal-polímetro." [Disponible 17 de mayo 2018]. https://www.schaeffler.es/content.schaeffler.es/es/products_services/inafagproducts/rotativ_products/plain_bearings/plain_bearings_maintenance_free/metal_polymer_composite_plain_bearings/composite_plain_bearings.jsp

Schieche, Bettina. "The strength of the weak form". [Disponible 22 de febrero 2018]. <https://www.comsol.com/blogs/strength-weak-form/>

SHARCNET. "ANSYS Composite PrepPost User's Guide". [Disponible 4 de mayo 2018]. https://www.sharcnet.ca/Software/Ansys/16.2.3/en-us/help/acp_ug/acp_book.html

SKF. "Linear actuators product range" [Disponible 8 de mayo 2018]. <http://www.linak.es/productos/linear-actuators.aspx>

Storey, Neil. *Electrónica: de los sistemas a los componentes*. Wilmington, Delaware: Addison-Wesley Iberoamericana, 1995.

Timotion. "Linearantriebe" [Disponible 8 de mayo 2018]. https://www.timotion.com/de/products/intro/Linear_Actuators?guid=1481269298

Versteeg, H.K. y Malalasekera, W. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics. The Finite Volume Method*. 2ª ed. Pearson Education, 2007.

Warner Linear. "Rugged Duty Linear Actuators". [Disponible 8 de mayo 2018]. <https://www.warnerlinear.com/Products/linear-actuators/rugged-duty-actuators>

Zhou, Ying y Wang, Z.J. "Effects of Surface Roughness on Separated and Transitional Flows over a Wing." *AIAA Journal* Vol. 50, No.3 (Marzo 2012) 593-609.
<http://www.dept.ku.edu/~cfdku/papers/2012-aiaaj.pdf>

Anexo A. Datos técnicos de la impresora BCN3D+

User Manual

RepRapBCN

1. PRIOR INFORMATION

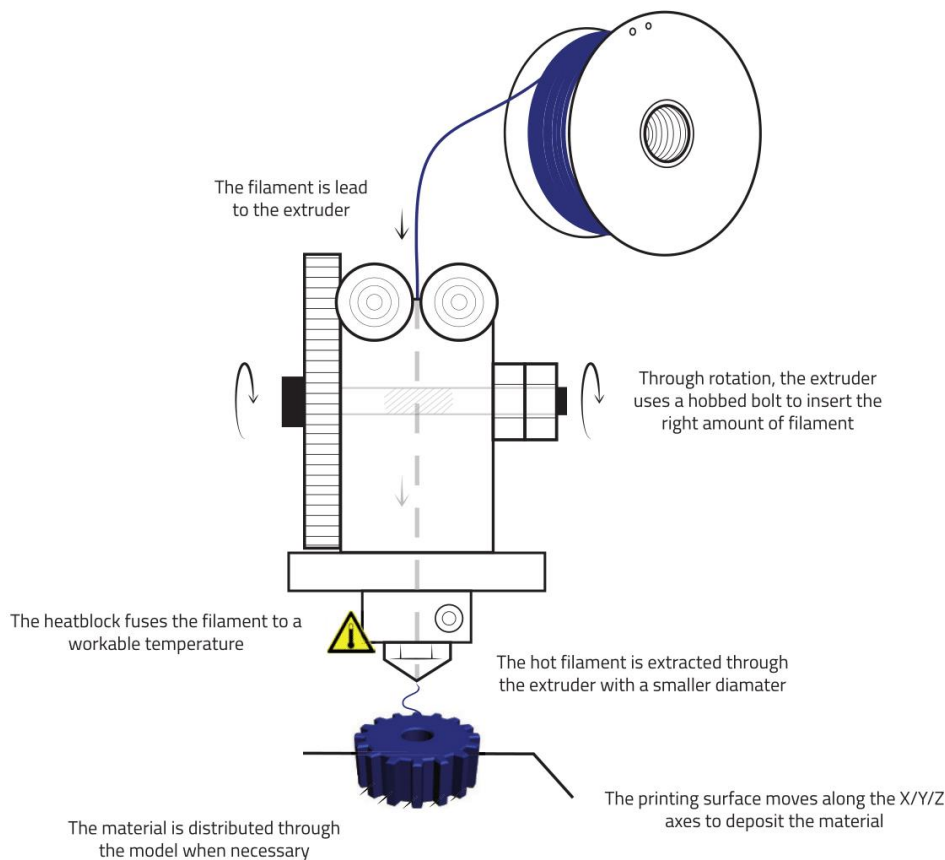
Specifications

Print Technology: Physical Dimensions: Weight:	Extrusion Fused Filament Fabrication (FFF) 480mm x 480mm x 455mm 13 kg (without spool)
Printing Volume:	Length: 252mm Width: 200mm Height: 200mm
Number of extruders:	1 (upgradable to 2)
Layer height:	0,1-0,35mm (with standard 0,4mm nozzle) 0,2-0,5mm (with 0,6mm nozzle)
Positioning resolution:	X axis: 0,05mm Y axis: 0,05mm Z axis: 0,1mm
Working temperature: Max. Hot bed temperature: Max. extruder temperature: Filament diameter:	15-35°C 80°C (measured on the perimeter) 260°C 3mm/1,75mm
Compatible materials:	PLA ABS Nylon HIPS PVA Laybrick (with 0,6mm nozzle) Laywood (with 0,6mm nozzle) Filaflex (with 0,6mm nozzle)
Electronics:	Arduino Mega 2560 + RAMPS 1.4
Connectivity:	SD Card (autonomous operation) USB Cable (controlled through Repetier Host)
Firmware: Compatible files: Code converter software: AC Input: Power requirements:	BCN3D+ specific (based on Marlin) STL Slic3r, Cura AC 100-240 V, ~4 amps, 50-60 Hz 200W

FFF Technology

BCN3D+ is a 3D printer based on fused filament fabrication additive manufacturing technology, consisting in the deposition of melted material layer by layer based on a previously divided digital model.

The head makes the necessary movements to deposit a layer of material, then a slight vertical movement to continue with the next layer. The process is repeated until the full object is completed.



The printer is ready to accept any add-on published by RepRapBCN through an easy and guide lined process. One of its main features is interchangeable extruder heads, either for using multiple heads at the same time or extruders designed for several other textures and materials.

Anexo B. Especificaciones del equipo del túnel de viento

Anexo B.1. Datos técnicos del túnel AF100

<i>Ítem</i>	<i>Especificaciones</i>
Dimensiones y peso	3700 mm de largo x 1900 mm de alto x 1065 mm de profundidad. Peso total ensamblado de 293 kg
Condiciones de trabajo	Altitud de hasta 2000 m Rango de temperaturas de 5 a 40°C Humedad relativa máxima del 80% para temperaturas de hasta 31°C, disminuyendo linealmente hasta el 50% para 40°C Categoría de sobrevoltaje 2 (Especificado en EN61010-1) Grado de contaminación 2 (Especificado en EN61010-1)
Sección de trabajo	305 mm x 305 mm x 600 mm
Velocidad nominal del aire	De 0 a 36 m/s
Motor del ventilador	Velocidad axial variable AC Trifásico
Alimentación eléctrica	
Tipo	AC Trifásico
Voltaje	De 415 V o 220 V
Corriente de alimentación	16 A (415 V)/20 A (220V) de 50 Hz a 60 Hz
Conexiones	2 x 4 conexiones IEC a la parte trasera del cuadro de instrumentos. Voltaje de salida igual que la tensión de alimentación de fase.
Protecciones del circuito	
Unidad de control	(415 V) Tres fases 16 A MCB (Miniature Circuit Breakers) (220 V) Tres fases 20 A MCB
IEC Outlets	6 A MCB
Tensión de alimentación de bajo voltaje de la instrumentación	2 A MCB

Tabla 6. Datos técnicos del túnel AF100.

<i>Posición de medida</i>	<i>Nivel medido dB(A) en un periodo de 2 minutos</i>
Al nivel del oído del operador	80
En frente del túnel a 1 m de distancia y una altura de 1,6 m	80
Detrás del túnel a 1 m de distancia y una altura de 1,6 m	80
Dentro del túnel a 1 m de distancia y una altura de 1,6 m	91,6
Fuera del túnel a 1 m de distancia y una altura de 1,6 m	84

Tabla 7. Niveles de sonido del túnel AF100.

Debido a los elevados niveles de presión sónica emitidos por el túnel de viento, para valores superiores a los 85 dB(A) se recomienda el uso de protectores para los oídos.

Anexo B.2. Datos técnicos del medidor de fuerzas AFA2

<i>Ítem</i>	<i>Detalles</i>
Pesos	Unidad de display (con el alimentador): 1 kg Equipo de medición: 5kg
Condiciones de trabajo	Interior (Laboratorio) Altitud hasta los 2000 m Categoría de sobrevoltaje 2 (indicado en EN61010-1) Nivel de contaminación 2 (indicado en EN61010-1)
Carga máxima	10 kg (100 N)
Unidad de display	12 V DC de entrada
Alimentación eléctrica	Entrada de 90 VAC o 264 VAC 50 Hz o 60 Hz a 1A Salida de 12 VDC a 5 A Centro positivo

Tabla 8. Datos técnicos del medidor de fuerzas AFA2.

Anexo C. Resultados de los ensayos en túnel de viento

- Perfil de velocidades

Temp. amb	23	°C
Densidad	1,1995	kg/m ³
Patm	1019	mbar
Viscosidad	1,80E-05	Pa·s

Tabla 9. Condiciones de ensayo del perfil de velocidades.

- Esfera

Temp. amb	23	°C
Densidad	1,1995	kg/m ³
Patm	1019	mbar
Viscosidad	1,80E-05	Pa·s

Tabla 10. Condiciones del ensayo con la esfera.

Pitot	Velocidad	F total	F dummy	F esfera	Drag	Reynolds	Mach
Δh (mm.c.a)	c (m/s)	F (N)	F (N)	F (N)	Cd	Re	Ma
10	12,7894	0,2	0,11	0,09	0,467244	42613,5	0,038
20	18,0869	0,4	0,22	0,18	0,467244	60264,6	0,053
30	22,1518	0,6	0,34	0,26	0,449939	73808,8	0,065
40	25,5787	0,8	0,47	0,33	0,428307	85227,0	0,075
50	28,5979	1	0,60	0,40	0,415328	95286,7	0,084
60	31,3274	1,15	0,70	0,45	0,389370	104381,4	0,092
70	33,8375	1,33	0,84	0,49	0,363412	112744,7	0,100
80	36,1738	1,51	0,96	0,55	0,356922	120529,2	0,106
85	37,2871	1,57	1,03	0,54	0,329819	124238,7	0,110

Tabla 11. Resultados del ensayo con la esfera.

- Ensayo nº1 (10/04/2018)

Temp. amb	22	°C
Densidad	1,1929	kg/m ³
Patm	1010	mbar
Viscosidad	1,80E-05	Pa·s

Tabla 12. Condiciones del ensayo nº1.

<i>alpha</i>	<i>Pitot</i>	<i>Velocidad</i>	<i>F total</i>	<i>F dummy</i>	<i>F modelo</i>	<i>Lift</i>	<i>Reynolds</i>	<i>Mach</i>
(°)	Δh (mm.c.a)	c (m/s)	F (N)	F (N)	F (N)	CL	Re	Ma
0	10	12,8245	0,11	0,00	0,11	0,118032	84993,5	0,038
0	20	18,1366	0,3	0,00	0,30	0,160953	120199,0	0,053
0	30	22,2127	0,5	0,00	0,50	0,178836	147213,1	0,065
0	40	25,6490	0,69	0,00	0,69	0,185096	169987,0	0,075
0	50	28,6765	0,88	0,00	0,88	0,188851	190051,2	0,084
0	60	31,4135	1,08	0,00	1,08	0,193143	208190,7	0,092
0	70	33,9305	1,25	0,00	1,25	0,191611	224871,7	0,100
0	80	36,2732	1,51	0,00	1,51	0,202532	240397,9	0,107
0	85	37,3895	1,61	0,00	1,61	0,203242	247796,5	0,110
3	10	12,8245	0,19	0,00	0,19	0,203874	84993,5	0,038
3	20	18,1366	0,47	0,00	0,47	0,252159	120199,0	0,053
3	30	22,2127	0,76	0,00	0,76	0,271831	147213,1	0,065
3	40	25,6490	1,1	0,00	1,10	0,295080	169987,0	0,075
3	50	28,6765	1,33	0,00	1,33	0,285423	190051,2	0,084
3	60	31,4135	1,65	0,00	1,65	0,295080	208190,7	0,092
3	70	33,9305	1,93	0,00	1,93	0,295847	224871,7	0,100
3	80	36,2732	2,21	0,00	2,21	0,296421	240397,9	0,107
3	85	37,3895	2,38	0,00	2,38	0,300445	247796,5	0,110
6	10	12,8245	0,33	0,00	0,33	0,354096	84993,5	0,038
6	20	18,1366	0,77	0,00	0,77	0,413112	120199,0	0,053
6	30	22,2127	1,2	0,00	1,20	0,429208	147213,1	0,065
6	40	25,6490	1,62	0,00	1,62	0,434573	169987,0	0,075
6	50	28,6765	2,1	0,00	2,10	0,450668	190051,2	0,084
6	60	31,4135	2,51	0,00	2,51	0,448880	208190,7	0,092
6	70	33,9305	2,88	0,00	2,88	0,441471	224871,7	0,100
6	80	36,2732	3,3	0,00	3,30	0,442620	240397,9	0,107

6	85	37,3895	3,51	0,00	3,51	0,443094	247796,5	0,110
9	10	12,8245	0,44	0,00	0,44	0,472128	84993,5	0,038
9	20	18,1366	1	0,00	1,00	0,536509	120199,0	0,053
9	30	22,2127	1,52	0,00	1,52	0,543663	147213,1	0,065
9	40	25,6490	2,06	0,00	2,06	0,552605	169987,0	0,075
9	50	28,6765	2,61	0,00	2,61	0,560116	190051,2	0,084
9	60	31,4135	3,17	0,00	3,17	0,566912	208190,7	0,092
9	70	33,9305	3,75	0,00	3,75	0,574832	224871,7	0,100
9	80	36,2732	4,27	0,00	4,27	0,572724	240397,9	0,107
9	85	37,3895	4,55	0,00	4,55	0,574381	247796,5	0,110
12	10	12,8245	0,61	0,00	0,61	0,654542	84993,5	0,038
12	20	18,1366	1,26	0,00	1,26	0,676002	120199,0	0,053
12	30	22,2127	1,98	0,00	1,98	0,708192	147213,1	0,065
12	40	25,6490	2,66	0,00	2,66	0,713558	169987,0	0,075
12	50	28,6765	3,31	0,00	3,31	0,710339	190051,2	0,084
12	60	31,4135	4,06	0,00	4,06	0,726076	208190,7	0,092
12	70	33,9305	4,67	0,00	4,67	0,715857	224871,7	0,100
12	80	36,2732	5,42	0,00	5,42	0,726970	240397,9	0,107
12	85	37,3895	5,7	0,00	5,70	0,719554	247796,5	0,110
15	10	12,8245	0,74	0,00	0,74	0,794034	84993,5	0,038
15	20	18,1366	1,57	0,00	1,57	0,842320	120199,0	0,053
15	30	22,2127	2,42	0,00	2,42	0,865569	147213,1	0,065
15	40	25,6490	3,25	0,00	3,25	0,871828	169987,0	0,075
15	50	28,6765	4,08	0,00	4,08	0,875583	190051,2	0,084
15	60	31,4135	4,93	0,00	4,93	0,881664	208190,7	0,092
15	70	33,9305	5,76	0,00	5,76	0,882941	224871,7	0,100
15	80	36,2732	6,54	0,00	6,54	0,877193	240397,9	0,107
15	85	37,3895	6,88	0,00	6,88	0,868514	247796,5	0,110
18	10	12,8245	0,8	0,00	0,80	0,858415	84993,5	0,038
18	20	18,1366	1,71	0,00	1,71	0,917431	120199,0	0,053
18	30	22,2127	2,63	0,00	2,63	0,940680	147213,1	0,065
18	40	25,6490	3,54	0,00	3,54	0,949622	169987,0	0,075
18	50	28,6765	4,39	0,00	4,39	0,942111	190051,2	0,084
18	60	31,4135	5,31	0,00	5,31	0,949622	208190,7	0,092
18	70	33,9305	6,17	0,00	6,17	0,945790	224871,7	0,100
18	80	36,2732	7,08	0,00	7,08	0,949622	240397,9	0,107
18	85	37,3895	7,42	0,00	7,42	0,936682	247796,5	0,110

35	10	12,8245	1,27	0,00	1,27	1,362734	84993,5	0,038
35	20	18,1366	2,7	0,00	2,70	1,448576	120199,0	0,053
35	30	22,2127	4,13	0,00	4,13	1,477189	147213,1	0,065
35	40	25,6490	5,58	0,00	5,58	1,496861	169987,0	0,075
35	50	28,6765	7,04	0,00	7,04	1,510811	190051,2	0,084
35	60	31,4135	8,48	0,00	8,48	1,516533	208190,7	0,092
35	70	33,9305	9,95	0,00	9,95	1,525220	224871,7	0,100
35	80	36,2732	11,1	0,00	11,10	1,488814	240397,9	0,107
45	10	12,8245	0,84	0,00	0,84	0,901336	84993,5	0,038
45	20	18,1366	1,73	0,00	1,73	0,928161	120199,0	0,053
45	30	22,2127	2,64	0,00	2,64	0,944257	147213,1	0,065
45	40	25,6490	3,57	0,00	3,57	0,957669	169987,0	0,075
45	50	28,6765	4,48	0,00	4,48	0,961425	190051,2	0,084
45	60	31,4135	5,34	0,00	5,34	0,954987	208190,7	0,092
45	70	33,9305	6,32	0,00	6,32	0,968783	224871,7	0,100
45	80	36,2732	7,18	0,00	7,18	0,963034	240397,9	0,107
55	10	12,8245	0,71	0,00	0,71	0,761843	84993,5	0,038
55	20	18,1366	1,51	0,00	1,51	0,810129	120199,0	0,053
55	30	22,2127	2,33	0,00	2,33	0,833378	147213,1	0,065
55	40	25,6490	3,12	0,00	3,12	0,836955	169987,0	0,075
55	50	28,6765	3,87	0,00	3,87	0,830517	190051,2	0,084
55	60	31,4135	4,76	0,00	4,76	0,851262	208190,7	0,092
55	70	33,9305	5,51	0,00	5,51	0,844619	224871,7	0,100

Tabla 13. Resultados de lift del ensayo nº1.

<i>alpha</i>	<i>Pitot</i>	<i>Velocidad</i>	<i>F total</i>	<i>F dummy</i>	<i>F modelo</i>	<i>Drag</i>	<i>Reynolds</i>	<i>Mach</i>
(°)	Δh (mm.c.a)	c (m/s)	F (N)	F (N)	F (N)	Cd	Re	Ma
0	10	12,8245	0,12	0,06	0,06	0,064381	84993,5	0,038
0	20	18,1366	0,31	0,14	0,17	0,091207	120199,0	0,053
0	30	22,2127	0,48	0,24	0,24	0,085842	147213,1	0,065
0	40	25,6490	0,64	0,33	0,31	0,083159	169987,0	0,075
0	50	28,6765	0,83	0,42	0,41	0,087988	190051,2	0,084
0	60	31,4135	1	0,49	0,51	0,091207	208190,7	0,092
0	70	33,9305	1,18	0,57	0,61	0,093506	224871,7	0,100
0	80	36,2732	1,33	0,66	0,67	0,089865	240397,9	0,107
0	85	37,3895	1,42	0,72	0,70	0,088366	247796,5	0,110



3	10	12,8245	0,14	0,06	0,08	0,085842	84993,5	0,038
3	20	18,1366	0,31	0,14	0,17	0,091207	120199,0	0,053
3	30	22,2127	0,51	0,24	0,27	0,096572	147213,1	0,065
3	40	25,6490	0,69	0,33	0,36	0,096572	169987,0	0,075
3	50	28,6765	0,88	0,42	0,46	0,098718	190051,2	0,084
3	60	31,4135	1,04	0,49	0,55	0,098360	208190,7	0,092
3	70	33,9305	1,24	0,57	0,67	0,102703	224871,7	0,100
3	80	36,2732	1,41	0,66	0,75	0,100596	240397,9	0,107
3	85	37,3895	1,5	0,72	0,78	0,098465	247796,5	0,110
6	10	12,8245	0,16	0,06	0,10	0,107302	84993,5	0,038
6	20	18,1366	0,35	0,14	0,21	0,112667	120199,0	0,053
6	30	22,2127	0,58	0,24	0,34	0,121609	147213,1	0,065
6	40	25,6490	0,8	0,33	0,47	0,126080	169987,0	0,075
6	50	28,6765	1	0,42	0,58	0,124470	190051,2	0,084
6	60	31,4135	1,19	0,49	0,70	0,125186	208190,7	0,092
6	70	33,9305	1,38	0,57	0,81	0,124164	224871,7	0,100
6	80	36,2732	1,53	0,66	0,87	0,116691	240397,9	0,107
6	85	37,3895	1,61	0,72	0,89	0,112351	247796,5	0,110
9	10	12,8245	0,2	0,06	0,14	0,150223	84993,5	0,038
9	20	18,1366	0,43	0,14	0,29	0,155588	120199,0	0,053
9	30	22,2127	0,69	0,24	0,45	0,160953	147213,1	0,065
9	40	25,6490	0,93	0,33	0,60	0,160953	169987,0	0,075
9	50	28,6765	1,19	0,42	0,77	0,165245	190051,2	0,084
9	60	31,4135	1,42	0,49	0,93	0,166318	208190,7	0,092
9	70	33,9305	1,63	0,57	1,06	0,162486	224871,7	0,100
9	80	36,2732	1,73	0,66	1,07	0,143516	240397,9	0,107
9	85	37,3895	1,82	0,72	1,10	0,138861	247796,5	0,110
12	10	12,8245	0,26	0,06	0,20	0,214604	84993,5	0,038
12	20	18,1366	0,54	0,14	0,40	0,214604	120199,0	0,053
12	30	22,2127	0,84	0,24	0,60	0,214604	147213,1	0,065
12	40	25,6490	1,16	0,33	0,83	0,222651	169987,0	0,075
12	50	28,6765	1,43	0,42	1,01	0,216750	190051,2	0,084
12	60	31,4135	1,72	0,49	1,23	0,219969	208190,7	0,092
12	70	33,9305	2,01	0,57	1,44	0,220735	224871,7	0,100
12	80	36,2732	2,27	0,66	1,61	0,215945	240397,9	0,107
12	85	37,3895	2,38	0,72	1,66	0,209554	247796,5	0,110
15	10	12,8245	0,29	0,06	0,23	0,246794	84993,5	0,038

15	20	18,1366	0,64	0,14	0,50	0,268255	120199,0	0,053
15	30	22,2127	1	0,24	0,76	0,271831	147213,1	0,065
15	40	25,6490	1,34	0,33	1,01	0,270937	169987,0	0,075
15	50	28,6765	1,69	0,42	1,27	0,272547	190051,2	0,084
15	60	31,4135	2	0,49	1,51	0,270043	208190,7	0,092
15	70	33,9305	2,39	0,57	1,82	0,278985	224871,7	0,100
15	80	36,2732	2,65	0,66	1,99	0,266913	240397,9	0,107
15	85	37,3895	2,79	0,72	2,07	0,261312	247796,5	0,110
18	10	12,8245	0,34	0,06	0,28	0,300445	84993,5	0,038
18	20	18,1366	0,75	0,14	0,61	0,327271	120199,0	0,053
18	30	22,2127	1,13	0,24	0,89	0,318329	147213,1	0,065
18	40	25,6490	1,51	0,33	1,18	0,316541	169987,0	0,075
18	50	28,6765	1,92	0,42	1,50	0,321906	190051,2	0,084
18	60	31,4135	2,41	0,49	1,92	0,343366	208190,7	0,092
18	70	33,9305	2,79	0,57	2,22	0,340300	224871,7	0,100
18	80	36,2732	3,19	0,66	2,53	0,339342	240397,9	0,107
18	85	37,3895	3,32	0,72	2,60	0,328218	247796,5	0,110
35	10	12,8245	0,69	0,07	0,62	0,665272	84993,5	0,038
35	20	18,1366	1,5	0,18	1,32	0,708192	120199,0	0,053
35	30	22,2127	2,28	0,28	2,00	0,715346	147213,1	0,065
35	40	25,6490	3,1	0,39	2,71	0,726970	169987,0	0,075
35	50	28,6765	3,89	0,48	3,41	0,731799	190051,2	0,084
35	60	31,4135	4,68	0,58	4,10	0,733230	208190,7	0,092
35	70	33,9305	5,47	0,69	4,78	0,732719	224871,7	0,100
35	80	36,2732	6,14	0,76	5,38	0,721605	240397,9	0,107
45	10	12,8245	0,81	0,07	0,74	0,794034	84993,5	0,038
45	20	18,1366	1,76	0,18	1,58	0,847685	120199,0	0,053
45	30	22,2127	2,67	0,28	2,39	0,854838	147213,1	0,065
45	40	25,6490	3,62	0,39	3,23	0,866463	169987,0	0,075
45	50	28,6765	4,48	0,48	4,00	0,858415	190051,2	0,084
45	60	31,4135	5,47	0,58	4,89	0,874510	208190,7	0,092
45	70	33,9305	6,37	0,69	5,68	0,870678	224871,7	0,100
45	80	36,2732	7,06	0,76	6,30	0,845002	240397,9	0,107
55	10	12,8245	1,01	0,07	0,94	1,008638	84993,5	0,038
55	20	18,1366	2,18	0,18	2,00	1,073019	120199,0	0,053
55	30	22,2127	3,41	0,28	3,13	1,119516	147213,1	0,065
55	40	25,6490	4,62	0,39	4,23	1,134718	169987,0	0,075

55	50	28,6765	5,7	0,48	5,22	1,120232	190051,2	0,084
55	60	31,4135	6,84	0,58	6,26	1,119516	208190,7	0,092
55	70	33,9305	8,15	0,69	7,46	1,143532	224871,7	0,100

Tabla 14. Resultados de drag del ensayo nº1.

- Ensayo nº2 (17/04/2018)

Temp. amb	22,5	°C
Densidad	1,2051	kg/m3
Patm	1022	mbar
Viscosidad	1,80E-05	Pa·s

Tabla 15. Condiciones del ensayo nº2.

alpha	Pitot	Velocidad	F total	F dummy	F modelo	Lift	Reynolds	Mach
(°)	Δh (mm.c.a)	c (m/s)	F (N)	F (N)	F (N)	CL	Re	Ma
0	10	12,7598	0,15	0,00	0,15	0,160953	85424,6	0,038
0	20	18,0451	0,38	0,00	0,38	0,203874	120808,6	0,053
0	30	22,1006	0,62	0,00	0,62	0,221757	147959,7	0,065
0	40	25,5196	0,87	0,00	0,87	0,233382	170849,1	0,075
0	50	28,5318	1,11	0,00	1,11	0,238210	191015,1	0,084
0	60	31,2550	1,34	0,00	1,34	0,239641	209246,6	0,092
0	70	33,7592	1,58	0,00	1,58	0,242196	226012,1	0,099
0	80	36,0902	1,79	0,00	1,79	0,240088	241617,1	0,106
0	85	37,2009	1,84	0,00	1,84	0,232277	249053,3	0,109
3	10	12,7598	0,3	0,00	0,30	0,321906	85424,6	0,038
3	20	18,0451	0,68	0,00	0,68	0,364826	120808,6	0,053
3	30	22,1006	1,07	0,00	1,07	0,382710	147959,7	0,065
3	40	25,5196	1,45	0,00	1,45	0,388969	170849,1	0,075
3	50	28,5318	1,83	0,00	1,83	0,392725	191015,1	0,084
3	60	31,2550	2,25	0,00	2,25	0,402382	209246,6	0,092
3	70	33,7592	2,6	0,00	2,60	0,398550	226012,1	0,099
3	80	36,0902	2,92	0,00	2,92	0,391652	241617,1	0,106
3	85	37,2009	3,1	0,00	3,10	0,391336	249053,3	0,109
6	10	12,7598	0,37	0,00	0,37	0,397017	85424,6	0,038

6	20	18,0451	0,82	0,00	0,82	0,439938	120808,6	0,053
6	30	22,1006	1,25	0,00	1,25	0,447091	147959,7	0,065
6	40	25,5196	1,72	0,00	1,72	0,461398	170849,1	0,075
6	50	28,5318	2,14	0,00	2,14	0,459252	191015,1	0,084
6	60	31,2550	2,61	0,00	2,61	0,466763	209246,6	0,092
6	70	33,7592	3,05	0,00	3,05	0,467530	226012,1	0,099
6	80	36,0902	3,52	0,00	3,52	0,472128	241617,1	0,106
6	85	37,2009	3,71	0,00	3,71	0,468341	249053,3	0,109
9	10	12,7598	0,48	0,00	0,48	0,515049	85424,6	0,038
9	20	18,0451	1,02	0,00	1,02	0,547240	120808,6	0,053
9	30	22,1006	1,63	0,00	1,63	0,583007	147959,7	0,065
9	40	25,5196	2,16	0,00	2,16	0,579430	170849,1	0,075
9	50	28,5318	2,74	0,00	2,74	0,588014	191015,1	0,084
9	60	31,2550	3,27	0,00	3,27	0,584795	209246,6	0,092
9	70	33,7592	3,84	0,00	3,84	0,588628	226012,1	0,099
9	80	36,0902	4,45	0,00	4,45	0,596867	241617,1	0,106
9	85	37,2009	4,72	0,00	4,72	0,595841	249053,3	0,109
12	10	12,7598	0,62	0,00	0,62	0,665272	85424,6	0,038
12	20	18,0451	1,27	0,00	1,27	0,681367	120808,6	0,053
12	30	22,1006	1,98	0,00	1,98	0,708192	147959,7	0,065
12	40	25,5196	2,67	0,00	2,67	0,716240	170849,1	0,075
12	50	28,5318	3,34	0,00	3,34	0,716777	191015,1	0,084
12	60	31,2550	4,08	0,00	4,08	0,729653	209246,6	0,092
12	70	33,7592	4,75	0,00	4,75	0,728120	226012,1	0,099
12	80	36,0902	5,44	0,00	5,44	0,729653	241617,1	0,106
12	85	37,2009	5,72	0,00	5,72	0,722079	249053,3	0,109
15	10	12,7598	0,74	0,00	0,74	0,794034	85424,6	0,038
15	20	18,0451	1,52	0,00	1,52	0,815494	120808,6	0,053
15	30	22,1006	2,32	0,00	2,32	0,829801	147959,7	0,065
15	40	25,5196	3,13	0,00	3,13	0,839637	170849,1	0,075
15	50	28,5318	3,95	0,00	3,95	0,847685	191015,1	0,084
15	60	31,2550	4,72	0,00	4,72	0,844108	209246,6	0,092
15	70	33,7592	5,51	0,00	5,51	0,844619	226012,1	0,099
15	80	36,0902	6,3	0,00	6,30	0,845002	241617,1	0,106
15	85	37,2009	6,63	0,00	6,63	0,836955	249053,3	0,109
18	10	12,7598	0,83	0,00	0,83	0,890606	85424,6	0,038
18	20	18,0451	1,73	0,00	1,73	0,928161	120808,6	0,053

18	30	22,1006	2,65	0,00	2,65	0,947833	147959,7	0,065
18	40	25,5196	3,57	0,00	3,57	0,957669	170849,1	0,075
18	50	28,5318	4,45	0,00	4,45	0,954987	191015,1	0,084
18	60	31,2550	5,36	0,00	5,36	0,958564	209246,6	0,092
18	70	33,7592	6,26	0,00	6,26	0,959586	226012,1	0,099
18	80	36,0902	7,11	0,00	7,11	0,953646	241617,1	0,106
18	85	37,2009	7,51	0,00	7,51	0,948044	249053,3	0,109
35	10	12,7598	1,33	0,00	1,33	1,427115	85424,6	0,038
35	20	18,0451	2,67	0,00	2,67	1,432480	120808,6	0,053
35	30	22,1006	4,08	0,00	4,08	1,459306	147959,7	0,065
35	40	25,5196	5,5	0,00	5,50	1,475401	170849,1	0,075
35	50	28,5318	6,83	0,00	6,83	1,465744	191015,1	0,084
35	60	31,2550	8,29	0,00	8,29	1,482555	209246,6	0,092
35	70	33,7592	9,6	0,00	9,60	1,471569	226012,1	0,099
35	80	36,0902	11,05	0,00	11,05	1,482107	241617,1	0,106
45	10	12,7598	0,84	0,00	0,84	0,901336	85424,6	0,038
45	20	18,0451	1,72	0,00	1,72	0,922796	120808,6	0,053
45	30	22,1006	2,6	0,00	2,60	0,929950	147959,7	0,065
45	40	25,5196	3,53	0,00	3,53	0,946939	170849,1	0,075
45	50	28,5318	4,38	0,00	4,38	0,939965	191015,1	0,084
45	60	31,2550	5,3	0,00	5,30	0,947833	209246,6	0,092
45	70	33,7592	6,13	0,00	6,13	0,939658	226012,1	0,099
45	80	36,0902	7,02	0,00	7,02	0,941574	241617,1	0,106
55	10	12,7598	0,71	0,00	0,71	0,761843	85424,6	0,038
55	20	18,0451	1,55	0,00	1,55	0,831590	120808,6	0,053
55	30	22,1006	2,31	0,00	2,31	0,826225	147959,7	0,065
55	40	25,5196	3,15	0,00	3,15	0,845002	170849,1	0,075
55	50	28,5318	3,96	0,00	3,96	0,849831	191015,1	0,084
55	60	31,2550	4,81	0,00	4,81	0,860204	209246,6	0,092
55	70	33,7592	5,69	0,00	5,69	0,872211	226012,1	0,099
55	80	36,0902	6,5	0,00	6,50	0,871828	241617,1	0,106

Tabla 16. Resultados de lift del ensayo nº2.

<i>alpha</i>	<i>Pitot</i>	<i>Velocidad</i>	<i>F total</i>	<i>F dummy</i>	<i>F modelo</i>	<i>Drag</i>	<i>Reynolds</i>	<i>Mach</i>
(°)	Δh (mm.c.a)	c (m/s)	F (N)	F (N)	F (N)	Cd	Re	Ma
0	10	12,7598	0,14	0,09	0,05	0,053651	85424,6	0,038
0	20	18,0451	0,31	0,15	0,16	0,085842	120808,6	0,053
0	30	22,1006	0,5	0,25	0,25	0,089418	147959,7	0,065
0	40	25,5196	0,67	0,34	0,33	0,088524	170849,1	0,075
0	50	28,5318	0,85	0,43	0,42	0,090134	191015,1	0,084
0	60	31,2550	1,01	0,51	0,50	0,089418	209246,6	0,092
0	70	33,7592	1,19	0,59	0,60	0,091973	226012,1	0,099
0	80	36,0902	1,35	0,68	0,67	0,089865	241617,1	0,106
0	85	37,2009	1,44	0,71	0,73	0,092153	249053,3	0,109
3	10	12,7598	0,16	0,09	0,07	0,075111	85424,6	0,038
3	20	18,0451	0,36	0,15	0,21	0,112667	120808,6	0,053
3	30	22,1006	0,53	0,25	0,28	0,100148	147959,7	0,065
3	40	25,5196	0,72	0,34	0,38	0,101937	170849,1	0,075
3	50	28,5318	0,89	0,43	0,46	0,098718	191015,1	0,084
3	60	31,2550	1,1	0,51	0,59	0,105514	209246,6	0,092
3	70	33,7592	1,26	0,59	0,67	0,102703	226012,1	0,099
3	80	36,0902	1,44	0,68	0,76	0,101937	241617,1	0,106
3	85	37,2009	1,53	0,71	0,82	0,103515	249053,3	0,109
6	10	12,7598	0,18	0,09	0,09	0,096572	85424,6	0,038
6	20	18,0451	0,38	0,15	0,23	0,123397	120808,6	0,053
6	30	22,1006	0,59	0,25	0,34	0,121609	147959,7	0,065
6	40	25,5196	0,8	0,34	0,46	0,123397	170849,1	0,075
6	50	28,5318	0,98	0,43	0,55	0,118032	191015,1	0,084
6	60	31,2550	1,22	0,51	0,71	0,126974	209246,6	0,092
6	70	33,7592	1,37	0,59	0,78	0,119565	226012,1	0,099
6	80	36,0902	1,57	0,68	0,89	0,119373	241617,1	0,106
6	85	37,2009	1,65	0,71	0,94	0,118663	249053,3	0,109
9	10	12,7598	0,18	0,09	0,09	0,096572	85424,6	0,038
9	20	18,0451	0,42	0,15	0,27	0,144858	120808,6	0,053
9	30	22,1006	0,66	0,25	0,41	0,146646	147959,7	0,065
9	40	25,5196	0,88	0,34	0,54	0,144858	170849,1	0,075
9	50	28,5318	1,11	0,43	0,68	0,145931	191015,1	0,084
9	60	31,2550	1,33	0,51	0,82	0,146646	209246,6	0,092
9	70	33,7592	1,57	0,59	0,98	0,150223	226012,1	0,099
9	80	36,0902	1,76	0,68	1,08	0,144858	241617,1	0,106

9	85	37,2009	1,88	0,71	1,17	0,147698	249053,3	0,109
12	10	12,7598	0,22	0,09	0,13	0,139492	85424,6	0,038
12	20	18,0451	0,51	0,15	0,36	0,193143	120808,6	0,053
12	30	22,1006	0,82	0,25	0,57	0,203874	147959,7	0,065
12	40	25,5196	1,11	0,34	0,77	0,206556	170849,1	0,075
12	50	28,5318	1,38	0,43	0,95	0,203874	191015,1	0,084
12	60	31,2550	1,71	0,51	1,20	0,214604	209246,6	0,092
12	70	33,7592	1,94	0,59	1,35	0,206939	226012,1	0,099
12	80	36,0902	2,21	0,68	1,53	0,205215	241617,1	0,106
12	85	37,2009	2,39	0,71	1,68	0,212079	249053,3	0,109
15	10	12,7598	0,27	0,09	0,18	0,193143	85424,6	0,038
15	20	18,0451	0,59	0,15	0,44	0,236064	120808,6	0,053
15	30	22,1006	0,93	0,25	0,68	0,243218	147959,7	0,065
15	40	25,5196	1,25	0,34	0,91	0,244112	170849,1	0,075
15	50	28,5318	1,55	0,43	1,12	0,240356	191015,1	0,084
15	60	31,2550	1,9	0,51	1,39	0,248583	209246,6	0,092
15	70	33,7592	2,19	0,59	1,60	0,245261	226012,1	0,099
15	80	36,0902	2,51	0,68	1,83	0,245453	241617,1	0,106
15	85	37,2009	2,69	0,71	1,98	0,249950	249053,3	0,109
18	10	12,7598	0,33	0,09	0,24	0,257525	85424,6	0,038
18	20	18,0451	0,72	0,15	0,57	0,305810	120808,6	0,053
18	30	22,1006	1,11	0,25	0,86	0,307599	147959,7	0,065
18	40	25,5196	1,49	0,34	1,15	0,308493	170849,1	0,075
18	50	28,5318	1,87	0,43	1,44	0,309029	191015,1	0,084
18	60	31,2550	2,31	0,51	1,80	0,321906	209246,6	0,092
18	70	33,7592	2,67	0,59	2,08	0,318840	226012,1	0,099
18	80	36,0902	3,04	0,68	2,36	0,316541	241617,1	0,106
18	85	37,2009	3,22	0,71	2,51	0,316856	249053,3	0,109
35	10	12,7598	0,71	0,10	0,61	0,654542	85424,6	0,038
35	20	18,0451	1,5	0,20	1,30	0,697462	120808,6	0,053
35	30	22,1006	2,3	0,30	2,00	0,715346	147959,7	0,065
35	40	25,5196	3,06	0,40	2,66	0,713558	170849,1	0,075
35	50	28,5318	3,89	0,50	3,39	0,727507	191015,1	0,084
35	60	31,2550	4,65	0,60	4,05	0,724288	209246,6	0,092
35	70	33,7592	5,5	0,71	4,79	0,734252	226012,1	0,099
35	80	36,0902	6,12	0,84	5,28	0,708192	241617,1	0,106
45	10	12,7598	0,84	0,10	0,74	0,794034	85424,6	0,038

45	20	18,0451	1,78	0,20	1,58	0,847685	120808,6	0,053
45	30	22,1006	2,67	0,30	2,37	0,847685	147959,7	0,065
45	40	25,5196	3,6	0,40	3,20	0,858415	170849,1	0,075
45	50	28,5318	4,52	0,50	4,02	0,862707	191015,1	0,084
45	60	31,2550	5,49	0,60	4,89	0,874510	209246,6	0,092
45	70	33,7592	6,35	0,71	5,64	0,864547	226012,1	0,099
45	80	36,0902	7,3	0,84	6,46	0,866463	241617,1	0,106
55	10	12,7598	1,05	0,10	0,95	1,019368	85424,6	0,038
55	20	18,0451	2,22	0,20	2,02	1,083749	120808,6	0,053
55	30	22,1006	3,35	0,30	3,05	1,090903	147959,7	0,065
55	40	25,5196	4,51	0,40	4,11	1,102527	170849,1	0,075
55	50	28,5318	5,71	0,50	5,21	1,118086	191015,1	0,084
55	60	31,2550	6,78	0,60	6,18	1,105210	209246,6	0,092
55	70	33,7592	7,96	0,71	7,25	1,111341	226012,1	0,099
55	80	36,0902	9,14	0,84	8,30	1,113257	241617,1	0,106

Tabla 17. Resultados de drag del ensayo nº2.

- Ensayo nº3 (24/04/2018)

Temp. amb	22,5	°C
Densidad	1,2051	kg/m3
Patm	1022	mbar
Viscosidad	1,80E-05	Pa·s

Tabla 18. Condiciones del ensayo nº3.

alpha	Pitot	Velocidad	F total	F dummy	F modelo	Lift	Reynolds	Mach
(°)	Δh (mm.c.a)	c (m/s)	F (N)	F (N)	F (N)	CL	Re	Ma
0	10	12,7598	0,2	0,00	0,20	0,214604	85424,6	0,038
0	20	18,0451	0,48	0,00	0,48	0,257525	120808,6	0,053
0	30	22,1006	0,71	0,00	0,71	0,253948	147959,7	0,065
0	40	25,5196	0,99	0,00	0,99	0,265572	170849,1	0,075
0	50	28,5318	1,24	0,00	1,24	0,266109	191015,1	0,084
0	60	31,2550	1,5	0,00	1,50	0,268255	209246,6	0,092
0	70	33,7592	1,76	0,00	1,76	0,269788	226012,1	0,099

0	80	36,0902	2	0,00	2,00	0,268255	241617,1	0,106
0	85	37,2009	2,14	0,00	2,14	0,270148	249053,3	0,109
3	10	12,7598	0,29	0,00	0,29	0,311175	85424,6	0,038
3	20	18,0451	0,65	0,00	0,65	0,348731	120808,6	0,053
3	30	22,1006	0,99	0,00	0,99	0,354096	147959,7	0,065
3	40	25,5196	1,31	0,00	1,31	0,351414	170849,1	0,075
3	50	28,5318	1,65	0,00	1,65	0,354096	191015,1	0,084
3	60	31,2550	2,01	0,00	2,01	0,359461	209246,6	0,092
3	70	33,7592	2,31	0,00	2,31	0,354096	226012,1	0,099
3	80	36,0902	2,61	0,00	2,61	0,350072	241617,1	0,106
3	85	37,2009	2,7	0,00	2,70	0,340841	249053,3	0,109
6	10	12,7598	0,38	0,00	0,38	0,407747	85424,6	0,038
6	20	18,0451	0,86	0,00	0,86	0,461398	120808,6	0,053
6	30	22,1006	1,3	0,00	1,30	0,464975	147959,7	0,065
6	40	25,5196	1,79	0,00	1,79	0,480176	170849,1	0,075
6	50	28,5318	2,2	0,00	2,20	0,472128	191015,1	0,084
6	60	31,2550	2,62	0,00	2,62	0,468552	209246,6	0,092
6	70	33,7592	3,08	0,00	3,08	0,472128	226012,1	0,099
6	80	36,0902	3,55	0,00	3,55	0,476152	241617,1	0,106
6	85	37,2009	3,77	0,00	3,77	0,475915	249053,3	0,109
9	10	12,7598	0,5	0,00	0,50	0,536509	85424,6	0,038
9	20	18,0451	1,08	0,00	1,08	0,579430	120808,6	0,053
9	30	22,1006	1,6	0,00	1,60	0,572277	147959,7	0,065
9	40	25,5196	2,12	0,00	2,12	0,568700	170849,1	0,075
9	50	28,5318	2,69	0,00	2,69	0,577284	191015,1	0,084
9	60	31,2550	3,33	0,00	3,33	0,595526	209246,6	0,092
9	70	33,7592	3,85	0,00	3,85	0,590160	226012,1	0,099
9	80	36,0902	4,42	0,00	4,42	0,592843	241617,1	0,106
9	85	37,2009	4,62	0,00	4,62	0,583217	249053,3	0,109
12	10	12,7598	0,64	0,00	0,64	0,686732	85424,6	0,038
12	20	18,0451	1,35	0,00	1,35	0,724288	120808,6	0,053
12	30	22,1006	2,06	0,00	2,06	0,736806	147959,7	0,065
12	40	25,5196	2,76	0,00	2,76	0,740383	170849,1	0,075
12	50	28,5318	3,5	0,00	3,50	0,751113	191015,1	0,084
12	60	31,2550	4,13	0,00	4,13	0,738595	209246,6	0,092
12	70	33,7592	4,75	0,00	4,75	0,728120	226012,1	0,099
12	80	36,0902	5,42	0,00	5,42	0,726970	241617,1	0,106

12	85	37,2009	5,81	0,00	5,81	0,733440	249053,3	0,109
15	10	12,7598	0,75	0,00	0,75	0,804764	85424,6	0,038
15	20	18,0451	1,6	0,00	1,60	0,858415	120808,6	0,053
15	30	22,1006	2,41	0,00	2,41	0,861992	147959,7	0,065
15	40	25,5196	3,23	0,00	3,23	0,866463	170849,1	0,075
15	50	28,5318	3,92	0,00	3,92	0,841247	191015,1	0,084
15	60	31,2550	4,67	0,00	4,67	0,835166	209246,6	0,092
15	70	33,7592	5,57	0,00	5,57	0,853816	226012,1	0,099
15	80	36,0902	6,23	0,00	6,23	0,835613	241617,1	0,106
15	85	37,2009	6,6	0,00	6,60	0,833168	249053,3	0,109
18	10	12,7598	0,89	0,00	0,89	0,954987	85424,6	0,038
18	20	18,0451	1,85	0,00	1,85	0,992543	120808,6	0,053
18	30	22,1006	2,8	0,00	2,80	1,001484	147959,7	0,065
18	40	25,5196	3,71	0,00	3,71	0,995225	170849,1	0,075
18	50	28,5318	4,57	0,00	4,57	0,980739	191015,1	0,084
18	60	31,2550	5,49	0,00	5,49	0,981812	209246,6	0,092
18	70	33,7592	6,37	0,00	6,37	0,976447	226012,1	0,099
18	80	36,0902	7,26	0,00	7,26	0,973765	241617,1	0,106
18	85	37,2009	7,7	0,00	7,70	0,972029	249053,3	0,109
35	10	12,7598	1,4	0,00	1,40	1,502227	85424,6	0,038
35	20	18,0451	2,85	0,00	2,85	1,529052	120808,6	0,053
35	30	22,1006	4,29	0,00	4,29	1,534417	147959,7	0,065
35	40	25,5196	5,66	0,00	5,66	1,518322	170849,1	0,075
35	50	28,5318	7,05	0,00	7,05	1,512957	191015,1	0,084
35	60	31,2550	8,46	0,00	8,46	1,512957	209246,6	0,092
35	70	33,7592	9,8	0,00	9,80	1,502227	226012,1	0,099
35	80	36,0902	11,25	0,00	11,25	1,508933	241617,1	0,106
45	10	12,7598	0,9	0,00	0,90	0,965717	85424,6	0,038
45	20	18,0451	1,92	0,00	1,92	1,030098	120808,6	0,053
45	30	22,1006	2,94	0,00	2,94	1,051559	147959,7	0,065
45	40	25,5196	3,84	0,00	3,84	1,030098	170849,1	0,075
45	50	28,5318	4,8	0,00	4,80	1,030098	191015,1	0,084
45	60	31,2550	5,86	0,00	5,86	1,047982	209246,6	0,092
45	70	33,7592	6,61	0,00	6,61	1,013236	226012,1	0,099
45	80	36,0902	7,56	0,00	7,56	1,014003	241617,1	0,106
55	10	12,7598	0,77	0,00	0,77	0,826225	85424,6	0,038
55	20	18,0451	1,66	0,00	1,66	0,890606	120808,6	0,053

55	30	22,1006	2,53	0,00	2,53	0,904913	147959,7	0,065
55	40	25,5196	3,35	0,00	3,35	0,898653	170849,1	0,075
55	50	28,5318	4,22	0,00	4,22	0,905628	191015,1	0,084
55	60	31,2550	4,93	0,00	4,93	0,881664	209246,6	0,092
55	70	33,7592	5,7	0,00	5,70	0,873744	226012,1	0,099

Tabla 19. Resultados de lift del ensayo nº3.

<i>alpha</i>	<i>Pitot</i>	<i>Velocidad</i>	<i>F total</i>	<i>F dummy</i>	<i>F modelo</i>	<i>Drag</i>	<i>Reynolds</i>	<i>Mach</i>
(°)	Δh (mm.c.a)	c (m/s)	F (N)	F (N)	F (N)	Cd	Re	Ma
0	10	12,7598	0,14	0,08	0,06	0,064381	85424,6	0,038
0	20	18,0451	0,29	0,17	0,12	0,064381	120808,6	0,053
0	30	22,1006	0,46	0,26	0,20	0,071535	147959,7	0,065
0	40	25,5196	0,6	0,36	0,24	0,064381	170849,1	0,075
0	50	28,5318	0,75	0,45	0,30	0,064381	191015,1	0,084
0	60	31,2550	0,91	0,53	0,38	0,067958	209246,6	0,092
0	70	33,7592	1,05	0,61	0,44	0,067447	226012,1	0,099
0	80	36,0902	1,09	0,72	0,37	0,049627	241617,1	0,106
0	85	37,2009	1,09	0,75	0,34	0,042921	249053,3	0,109
3	10	12,7598	0,16	0,08	0,08	0,085842	85424,6	0,038
3	20	18,0451	0,34	0,17	0,17	0,091207	120808,6	0,053
3	30	22,1006	0,54	0,26	0,28	0,100148	147959,7	0,065
3	40	25,5196	0,71	0,36	0,35	0,093889	170849,1	0,075
3	50	28,5318	0,91	0,45	0,46	0,098718	191015,1	0,084
3	60	31,2550	1,11	0,53	0,58	0,103725	209246,6	0,092
3	70	33,7592	1,29	0,61	0,68	0,104236	226012,1	0,099
3	80	36,0902	1,43	0,72	0,71	0,095230	241617,1	0,106
3	85	37,2009	1,53	0,75	0,78	0,098465	249053,3	0,109
6	10	12,7598	0,2	0,08	0,12	0,128762	85424,6	0,038
6	20	18,0451	0,42	0,17	0,25	0,134127	120808,6	0,053
6	30	22,1006	0,62	0,26	0,36	0,128762	147959,7	0,065
6	40	25,5196	0,84	0,36	0,48	0,128762	170849,1	0,075
6	50	28,5318	1,05	0,45	0,60	0,128762	191015,1	0,084
6	60	31,2550	1,23	0,53	0,70	0,125186	209246,6	0,092
6	70	33,7592	1,46	0,61	0,85	0,130295	226012,1	0,099
6	80	36,0902	1,68	0,72	0,96	0,128762	241617,1	0,106
6	85	37,2009	1,72	0,75	0,97	0,122450	249053,3	0,109

9	10	12,7598	0,25	0,08	0,17	0,182413	85424,6	0,038
9	20	18,0451	0,5	0,17	0,33	0,177048	120808,6	0,053
9	30	22,1006	0,75	0,26	0,49	0,175260	147959,7	0,065
9	40	25,5196	1,03	0,36	0,67	0,179731	170849,1	0,075
9	50	28,5318	1,27	0,45	0,82	0,175975	191015,1	0,084
9	60	31,2550	1,5	0,53	0,97	0,173471	209246,6	0,092
9	70	33,7592	1,73	0,61	1,12	0,171683	226012,1	0,099
9	80	36,0902	2	0,72	1,28	0,171683	241617,1	0,106
9	85	37,2009	2,1	0,75	1,35	0,170421	249053,3	0,109
12	10	12,7598	0,28	0,08	0,20	0,214604	85424,6	0,038
12	20	18,0451	0,57	0,17	0,40	0,214604	120808,6	0,053
12	30	22,1006	0,87	0,26	0,61	0,218181	147959,7	0,065
12	40	25,5196	1,16	0,36	0,80	0,214604	170849,1	0,075
12	50	28,5318	1,44	0,45	0,99	0,212458	191015,1	0,084
12	60	31,2550	1,7	0,53	1,17	0,209239	209246,6	0,092
12	70	33,7592	2,02	0,61	1,41	0,216137	226012,1	0,099
12	80	36,0902	2,31	0,72	1,59	0,213263	241617,1	0,106
12	85	37,2009	2,37	0,75	1,62	0,204505	249053,3	0,109
15	10	12,7598	0,33	0,08	0,25	0,268255	85424,6	0,038
15	20	18,0451	0,7	0,17	0,53	0,284350	120808,6	0,053
15	30	22,1006	1,06	0,26	0,80	0,286138	147959,7	0,065
15	40	25,5196	1,42	0,36	1,06	0,284350	170849,1	0,075
15	50	28,5318	1,75	0,45	1,30	0,278985	191015,1	0,084
15	60	31,2550	2,1	0,53	1,57	0,280773	209246,6	0,092
15	70	33,7592	2,43	0,61	1,82	0,278985	226012,1	0,099
15	80	36,0902	2,76	0,72	2,04	0,273620	241617,1	0,106
15	85	37,2009	2,88	0,75	2,13	0,268886	249053,3	0,109
18	10	12,7598	0,39	0,08	0,31	0,332636	85424,6	0,038
18	20	18,0451	0,82	0,17	0,65	0,348731	120808,6	0,053
18	30	22,1006	1,21	0,26	0,95	0,339789	147959,7	0,065
18	40	25,5196	1,66	0,36	1,30	0,348731	170849,1	0,075
18	50	28,5318	2,04	0,45	1,59	0,341220	191015,1	0,084
18	60	31,2550	2,45	0,53	1,92	0,343366	209246,6	0,092
18	70	33,7592	2,77	0,61	2,16	0,331103	226012,1	0,099
18	80	36,0902	3,26	0,72	2,54	0,340684	241617,1	0,106
18	85	37,2009	3,45	0,75	2,70	0,340841	249053,3	0,109
35	10	12,7598	0,79	0,11	0,68	0,729653	85424,6	0,038

35	20	18,0451	1,65	0,25	1,40	0,751113	120808,6	0,053
35	30	22,1006	2,52	0,35	2,17	0,776150	147959,7	0,065
35	40	25,5196	3,37	0,45	2,92	0,783304	170849,1	0,075
35	50	28,5318	4,23	0,59	3,64	0,781158	191015,1	0,084
35	60	31,2550	5,07	0,70	4,37	0,781515	209246,6	0,092
35	70	33,7592	5,91	0,80	5,11	0,783304	226012,1	0,099
35	80	36,0902	6,68	0,87	5,81	0,779280	241617,1	0,106
45	10	12,7598	0,92	0,11	0,81	0,869145	85424,6	0,038
45	20	18,0451	1,95	0,25	1,70	0,912066	120808,6	0,053
45	30	22,1006	2,92	0,35	2,57	0,919220	147959,7	0,065
45	40	25,5196	3,9	0,45	3,45	0,925479	170849,1	0,075
45	50	28,5318	4,85	0,59	4,26	0,914212	191015,1	0,084
45	60	31,2550	5,82	0,70	5,12	0,915643	209246,6	0,092
45	70	33,7592	6,8	0,80	6,00	0,919731	226012,1	0,099
45	80	36,0902	7,56	0,87	6,69	0,897312	241617,1	0,106
55	10	12,7598	1,17	0,11	1,06	1,137400	85424,6	0,038
55	20	18,0451	2,41	0,25	2,16	1,158860	120808,6	0,053
55	30	22,1006	3,63	0,35	3,28	1,173167	147959,7	0,065
55	40	25,5196	4,8	0,45	4,35	1,166908	170849,1	0,075
55	50	28,5318	6	0,59	5,41	1,161006	191015,1	0,084
55	60	31,2550	7,16	0,70	6,46	1,155284	209246,6	0,092
55	70	33,7592	8,36	0,80	7,56	1,158860	226012,1	0,099

Tabla 20. Resultados de drag del ensayo nº3.

- Ensayo nº4 (22/05/2018)

Temp. amb	23,5	°C
Densidad	1,1963	kg/m3
Patm	1018	mbar
Viscosidad	1,80E-05	Pa·s

Tabla 21. Condiciones del ensayo nº4.

<i>alpha</i>	<i>Pitot</i>	<i>Velocidad</i>	<i>F total</i>	<i>F dummy</i>	<i>F modelo</i>	<i>Lift</i>	<i>Reynolds</i>	<i>Mach</i>
(°)	Δh (mm.c.a)	c (m/s)	F (N)	F (N)	F (N)	CL	Re	Ma
0	10	12,8065	0,6	0,00	0,60	0,436872	85113,3	0,038
0	20	18,1111	1,32	0,00	1,32	0,480559	120368,4	0,053
0	30	22,1814	1,98	0,00	1,98	0,480559	147420,6	0,065
0	40	25,6129	2,62	0,00	2,62	0,476919	170226,7	0,075
0	50	28,6361	3,31	0,00	3,31	0,482015	190319,2	0,084
0	60	31,3693	3,92	0,00	3,92	0,475705	208484,2	0,092
0	70	33,8827	4,54	0,00	4,54	0,472238	225188,7	0,100
0	80	36,2221	5,09	0,00	5,09	0,463266	240736,9	0,107
3	10	12,8065	0,96	0,00	0,96	0,698995	85113,3	0,038
3	20	18,1111	1,92	0,00	1,92	0,698995	120368,4	0,053
3	30	22,1814	2,91	0,00	2,91	0,706276	147420,6	0,065
3	40	25,6129	3,84	0,00	3,84	0,698995	170226,7	0,075
3	50	28,6361	4,84	0,00	4,84	0,704820	190319,2	0,084
3	60	31,3693	5,61	0,00	5,61	0,680792	208484,2	0,092
3	70	33,8827	6,57	0,00	6,57	0,683393	225188,7	0,100
3	80	36,2221	7,44	0,00	7,44	0,677152	240736,9	0,107
6	10	12,8065	1,18	0,00	1,18	0,859182	85113,3	0,038
6	20	18,1111	2,39	0,00	2,39	0,870103	120368,4	0,053
6	30	22,1814	3,56	0,00	3,56	0,864036	147420,6	0,065
6	40	25,6129	4,75	0,00	4,75	0,864642	170226,7	0,075
6	50	28,6361	5,8	0,00	5,80	0,844619	190319,2	0,084
6	60	31,3693	6,91	0,00	6,91	0,838552	208484,2	0,092
6	70	33,8827	7,83	0,00	7,83	0,814454	225188,7	0,100
6	80	36,2221	8,93	0,00	8,93	0,812764	240736,9	0,107
9	10	12,8065	1,38	0,00	1,38	1,004806	85113,3	0,038
9	20	18,1111	2,69	0,00	2,69	0,979321	120368,4	0,053
9	30	22,1814	4,05	0,00	4,05	0,982962	147420,6	0,065
9	40	25,6129	5,38	0,00	5,38	0,979321	170226,7	0,075
9	50	28,6361	6,71	0,00	6,71	0,977137	190319,2	0,084
9	60	31,3693	8,02	0,00	8,02	0,973254	208484,2	0,092
9	70	33,8827	9,33	0,00	9,33	0,970480	225188,7	0,100
9	80	36,2221	10,46	0,00	10,46	0,952017	240736,9	0,107
12	10	12,8065	1,61	0,00	1,61	1,172273	85113,3	0,038
12	20	18,1111	3,22	0,00	3,22	1,172273	120368,4	0,053
12	30	22,1814	4,79	0,00	4,79	1,162565	147420,6	0,065

12	40	25,6129	6,3	0,00	6,30	1,146789	170226,7	0,075
12	50	28,6361	7,84	0,00	7,84	1,141692	190319,2	0,084
12	60	31,3693	9,46	0,00	9,46	1,148003	208484,2	0,092
12	70	33,8827	10,76	0,00	10,76	1,119224	225188,7	0,100
12	80	36,2221	12,03	0,00	12,03	1,094910	240736,9	0,107
15	10	12,8065	1,76	0,00	1,76	1,281491	85113,3	0,038
15	20	18,1111	3,52	0,00	3,52	1,281491	120368,4	0,053
15	30	22,1814	5,32	0,00	5,32	1,291199	147420,6	0,065
15	40	25,6129	7,21	0,00	7,21	1,312436	170226,7	0,075
15	50	28,6361	8,96	0,00	8,96	1,304791	190319,2	0,084
15	60	31,3693	10,54	0,00	10,54	1,279064	208484,2	0,092
15	70	33,8827	12,06	0,00	12,06	1,254447	225188,7	0,100
15	75	35,0719	12,68	0,00	12,68	1,231008	233092,5	0,103
18	10	12,8065	2,01	0,00	2,01	1,463521	85113,3	0,038
18	20	18,1111	4,01	0,00	4,01	1,459881	120368,4	0,053
18	30	22,1814	5,98	0,00	5,98	1,451386	147420,6	0,065
18	40	25,6129	7,96	0,00	7,96	1,448959	170226,7	0,075
18	50	28,6361	10,05	0,00	10,05	1,463521	190319,2	0,084
18	60	31,3693	11,78	0,00	11,78	1,429542	208484,2	0,092
18	70	33,8827	13,59	0,00	13,59	1,413593	225188,7	0,100
18	75	35,0719	14,54	0,00	14,54	1,411582	233092,5	0,103
20	10	12,8065	2,06	0,00	2,06	1,499927	85113,3	0,038
20	20	18,1111	4,12	0,00	4,12	1,499927	120368,4	0,053
20	30	22,1814	6,19	0,00	6,19	1,502354	147420,6	0,065
20	40	25,6129	8,33	0,00	8,33	1,516310	170226,7	0,075
20	50	28,6361	10,39	0,00	10,39	1,513033	190319,2	0,084
20	60	31,3693	12,25	0,00	12,25	1,486578	208484,2	0,092
20	70	33,8827	14,01	0,00	14,01	1,457280	225188,7	0,100
20	75	35,0719	14,95	0,00	14,95	1,451386	233092,5	0,103
25	10	12,8065	2,31	0,00	2,31	1,681957	85113,3	0,038
25	20	18,1111	4,63	0,00	4,63	1,685598	120368,4	0,053
25	30	22,1814	6,81	0,00	6,81	1,652832	147420,6	0,065
25	40	25,6129	9,07	0,00	9,07	1,651012	170226,7	0,075
25	50	28,6361	11,22	0,00	11,22	1,633901	190319,2	0,084
25	60	31,3693	13,38	0,00	13,38	1,623708	208484,2	0,092
25	70	33,8827	15,59	0,00	15,59	1,621627	225188,7	0,100
25	75	35,0719	16,68	0,00	16,68	1,619339	233092,5	0,103

30	10	12,8065	2,15	0,00	2,15	1,565458	85113,3	0,038
30	20	18,1111	3,95	0,00	3,95	1,438037	120368,4	0,053
30	30	22,1814	5,61	0,00	5,61	1,361584	147420,6	0,065
30	40	25,6129	7,21	0,00	7,21	1,312436	170226,7	0,075
30	50	28,6361	8,93	0,00	8,93	1,300422	190319,2	0,084
30	60	31,3693	10,75	0,00	10,75	1,304548	208484,2	0,092
30	70	33,8827	12,36	0,00	12,36	1,285652	225188,7	0,100
30	75	35,0719	13,04	0,00	13,04	1,265958	233092,5	0,103
40	10	12,8065	1,71	0,00	1,71	1,245085	85113,3	0,038
40	20	18,1111	3,43	0,00	3,43	1,248726	120368,4	0,053
40	30	22,1814	5,16	0,00	5,16	1,252366	147420,6	0,065
40	40	25,6129	6,96	0,00	6,96	1,266929	170226,7	0,075
40	50	28,6361	8,64	0,00	8,64	1,258191	190319,2	0,084
40	60	31,3693	10,41	0,00	10,41	1,263288	208484,2	0,092
40	70	33,8827	11,98	0,00	11,98	1,246125	225188,7	0,100
45	10	12,8065	1,7	0,00	1,70	1,237804	85113,3	0,038
45	20	18,1111	3,34	0,00	3,34	1,215960	120368,4	0,053
45	30	22,1814	5,06	0,00	5,06	1,228096	147420,6	0,065
45	40	25,6129	6,68	0,00	6,68	1,215960	170226,7	0,075
45	50	28,6361	8,47	0,00	8,47	1,233435	190319,2	0,084
45	60	31,3693	10,17	0,00	10,17	1,234163	208484,2	0,092
45	70	33,8827	11,82	0,00	11,82	1,229483	225188,7	0,100
50	10	12,8065	1,58	0,00	1,58	1,150430	85113,3	0,038
50	20	18,1111	3,17	0,00	3,17	1,154070	120368,4	0,053
50	30	22,1814	4,81	0,00	4,81	1,167419	147420,6	0,065
50	40	25,6129	6,53	0,00	6,53	1,188656	170226,7	0,075
50	50	28,6361	8,02	0,00	8,02	1,167904	190319,2	0,084
50	60	31,3693	9,72	0,00	9,72	1,179554	208484,2	0,092
50	65	32,6502	10,33	0,00	10,33	1,157151	216997,3	0,096
55	10	12,8065	1,5	0,00	1,50	1,092180	85113,3	0,038
55	20	18,1111	3,01	0,00	3,01	1,095821	120368,4	0,053
55	30	22,1814	4,53	0,00	4,53	1,099461	147420,6	0,065
55	40	25,6129	6,04	0,00	6,04	1,099461	170226,7	0,075
55	50	28,6361	7,5	0,00	7,50	1,092180	190319,2	0,084
55	60	31,3693	9,04	0,00	9,04	1,097034	208484,2	0,092
55	65	32,6502	9,86	0,00	9,86	1,104502	216997,3	0,096

Tabla 22. Resultados de lift del ensayo nº4.



<i>alpha</i>	<i>Pitot</i>	<i>Velocidad</i>	<i>F total</i>	<i>F dummy</i>	<i>F modelo</i>	<i>Drag</i>	<i>Reynolds</i>	<i>Mach</i>
(°)	Δh (mm.c.a)	c (m/s)	F (N)	F (N)	F (N)	Cd	Re	Ma
0	10	12,8065	0,18	0,09	0,09	0,065531	85113,3	0,038
0	20	18,1111	0,37	0,16	0,21	0,076453	120368,4	0,053
0	30	22,1814	0,59	0,25	0,34	0,082520	147420,6	0,065
0	40	25,6129	0,79	0,30	0,49	0,089195	170226,7	0,075
0	50	28,6361	1,01	0,37	0,64	0,093199	190319,2	0,084
0	60	31,3693	1,21	0,43	0,78	0,094656	208484,2	0,092
0	70	33,8827	1,41	0,51	0,90	0,093615	225188,7	0,100
0	80	36,2221	1,61	0,57	1,04	0,094656	240736,9	0,107
6	10	12,8065	0,24	0,09	0,15	0,109218	85113,3	0,038
6	20	18,1111	0,51	0,16	0,35	0,127421	120368,4	0,053
6	30	22,1814	0,77	0,25	0,52	0,126207	147420,6	0,065
6	40	25,6129	1,02	0,30	0,72	0,131062	170226,7	0,075
6	50	28,6361	1,29	0,37	0,92	0,133974	190319,2	0,084
6	60	31,3693	1,54	0,43	1,11	0,134702	208484,2	0,092
6	70	33,8827	1,78	0,51	1,27	0,132102	225188,7	0,100
6	80	36,2221	1,98	0,57	1,41	0,128331	240736,9	0,107
12	10	12,8065	0,38	0,09	0,29	0,211155	85113,3	0,038
12	20	18,1111	0,79	0,16	0,63	0,229358	120368,4	0,053
12	30	22,1814	1,18	0,25	0,93	0,225717	147420,6	0,065
12	40	25,6129	1,56	0,30	1,26	0,229358	170226,7	0,075
12	50	28,6361	1,95	0,37	1,58	0,230086	190319,2	0,084
12	60	31,3693	2,32	0,43	2,31	0,280326	208484,2	0,092
12	70	33,8827	2,56	0,51	2,05	0,213235	225188,7	0,100
12	80	36,2221	2,96	0,57	2,39	0,217526	240736,9	0,107
15	10	12,8065	0,55	0,09	0,46	0,334935	85113,3	0,038
15	20	18,1111	1,04	0,16	0,88	0,320373	120368,4	0,053
15	30	22,1814	1,55	0,25	1,30	0,315519	147420,6	0,065
15	40	25,6129	2,01	0,30	1,71	0,311271	170226,7	0,075
15	50	28,6361	2,46	0,37	2,09	0,304354	190319,2	0,084
15	60	31,3693	2,96	0,43	2,53	0,307024	208484,2	0,092
15	70	33,8827	3,41	0,51	2,90	0,301650	225188,7	0,100
15	75	35,0719	3,65	0,57	3,08	0,299015	233092,5	0,103
25	10	12,8065	0,83	0,11	0,72	0,524246	85113,3	0,038
25	20	18,1111	1,64	0,19	1,45	0,527887	120368,4	0,053

25	30	22,1814	2,45	0,28	2,17	0,526673	147420,6	0,065
25	40	25,6129	3,23	0,36	2,87	0,522426	170226,7	0,075
25	50	28,6361	4,01	0,44	3,57	0,519878	190319,2	0,084
25	60	31,3693	4,8	0,53	4,27	0,518179	208484,2	0,092
25	70	33,8827	5,56	0,61	4,95	0,514885	225188,7	0,100
25	75	35,0719	5,88	0,66	5,22	0,506772	233092,5	0,103
35	10	12,8065	1,31	0,11	1,20	0,873744	85113,3	0,038
35	20	18,1111	2,56	0,19	2,37	0,862822	120368,4	0,053
35	30	22,1814	3,91	0,28	3,63	0,881025	147420,6	0,065
35	40	25,6129	5,32	0,36	4,96	0,902869	170226,7	0,075
35	50	28,6361	6,59	0,44	6,15	0,895588	190319,2	0,084
35	60	31,3693	7,86	0,53	7,33	0,889520	208484,2	0,092
35	70	33,8827	9,03	0,61	8,42	0,875824	225188,7	0,100
35	75	35,0719	9,64	0,66	8,98	0,871802	233092,5	0,103
45	10	12,8065	1,67	0,11	1,56	1,135867	85113,3	0,038
45	20	18,1111	3,33	0,19	3,14	1,143148	120368,4	0,053
45	30	22,1814	5,03	0,28	4,75	1,152857	147420,6	0,065
45	40	25,6129	6,81	0,36	6,45	1,174093	170226,7	0,075
45	50	28,6361	8,46	0,44	8,02	1,167904	190319,2	0,084
45	60	31,3693	10,08	0,53	9,55	1,158924	208484,2	0,092
45	70	33,8827	11,66	0,61	11,05	1,149389	225188,7	0,100
55	10	12,8065	2,08	0,11	1,97	1,434396	85113,3	0,038
55	20	18,1111	4,23	0,19	4,04	1,470802	120368,4	0,053
55	30	22,1814	6,34	0,28	6,06	1,470802	147420,6	0,065
55	40	25,6129	8,55	0,36	8,19	1,490826	170226,7	0,075
55	50	28,6361	10,72	0,44	10,28	1,497015	190319,2	0,084
55	60	31,3693	12,84	0,53	12,31	1,493860	208484,2	0,092
55	65	32,6502	13,95	0,57	13,38	1,498807	216997,3	0,096

Tabla 23. Resultados de drag del ensayo nº4.

- Ensayo nº5 (22/05/2018)

Temp. amb	23,5	°C
Densidad	1,1963	kg/m3
Patm	1018	mbar
Viscosidad	1,80E-05	Pa·s

Tabla 24. Condiciones del ensayo nº5.

<i>alpha</i>	<i>Pitot</i>	<i>Velocidad</i>	<i>F total</i>	<i>F dummy</i>	<i>F modelo</i>	<i>Lift</i>	<i>Reynolds</i>	<i>Mach</i>
(°)	Δh (mm.c.a)	c (m/s)	F (N)	F (N)	F (N)	CL	Re	Ma
0	10	12,8065	0,51	0,00	0,51	0,371341	85113,3	0,038
0	20	18,1111	1,1	0,00	1,10	0,400466	120368,4	0,053
0	30	22,1814	1,72	0,00	1,72	0,417455	147420,6	0,065
0	40	25,6129	2,26	0,00	2,26	0,411388	170226,7	0,075
0	50	28,6361	2,84	0,00	2,84	0,413572	190319,2	0,084
0	60	31,3693	3,35	0,00	3,35	0,406534	208484,2	0,092
0	70	33,8827	3,79	0,00	3,79	0,394225	225188,7	0,100
0	80	36,2221	4,32	0,00	4,32	0,393185	240736,9	0,107
6	10	12,8065	1,04	0,00	1,04	0,757245	85113,3	0,038
6	20	18,1111	2,12	0,00	2,12	0,771807	120368,4	0,053
6	30	22,1814	3,19	0,00	3,19	0,774234	147420,6	0,065
6	40	25,6129	4,26	0,00	4,26	0,775448	170226,7	0,075
6	50	28,6361	5,26	0,00	5,26	0,765982	190319,2	0,084
6	60	31,3693	6,28	0,00	6,28	0,762099	208484,2	0,092
6	70	33,8827	7,33	0,00	7,33	0,762446	225188,7	0,100
6	80	36,2221	8,18	0,00	8,18	0,744503	240736,9	0,107
12	10	12,8065	1,47	0,00	1,47	1,070336	85113,3	0,038
12	20	18,1111	3,02	0,00	3,02	1,099461	120368,4	0,053
12	30	22,1814	4,52	0,00	4,52	1,097034	147420,6	0,065
12	40	25,6129	6,04	0,00	6,04	1,099461	170226,7	0,075
12	50	28,6361	7,54	0,00	7,54	1,098005	190319,2	0,084
12	60	31,3693	8,85	0,00	8,85	1,073977	208484,2	0,092
12	70	33,8827	10,27	0,00	10,27	1,068256	225188,7	0,100
12	75	35,0719	11,01	0,00	11,01	1,068880	233092,5	0,103
15	10	12,8065	1,68	0,00	1,68	1,223242	85113,3	0,038
15	20	18,1111	3,38	0,00	3,38	1,230523	120368,4	0,053
15	30	22,1814	5,07	0,00	5,07	1,230523	147420,6	0,065
15	40	25,6129	6,75	0,00	6,75	1,228702	170226,7	0,075
15	50	28,6361	8,44	0,00	8,44	1,229067	190319,2	0,084
15	60	31,3693	9,94	0,00	9,94	1,206252	208484,2	0,092
15	70	33,8827	11,57	0,00	11,57	1,203478	225188,7	0,100
15	75	35,0719	12,39	0,00	12,39	1,202854	233092,5	0,103
18	10	12,8065	1,92	0,00	1,92	1,397990	85113,3	0,038
18	20	18,1111	3,82	0,00	3,82	1,390709	120368,4	0,053

18	30	22,1814	5,76	0,00	5,76	1,397990	147420,6	0,065
18	40	25,6129	7,59	0,00	7,59	1,381608	170226,7	0,075
18	50	28,6361	9,39	0,00	9,39	1,367409	190319,2	0,084
18	60	31,3693	11,23	0,00	11,23	1,362798	208484,2	0,092
18	70	33,8827	13,06	0,00	13,06	1,358464	225188,7	0,100
18	75	35,0719	13,88	0,00	13,88	1,347507	233092,5	0,103
20	10	12,8065	2,07	0,00	2,07	1,507208	85113,3	0,038
20	20	18,1111	3,98	0,00	3,98	1,448959	120368,4	0,053
20	30	22,1814	6,05	0,00	6,05	1,468375	147420,6	0,065
20	40	25,6129	8,02	0,00	8,02	1,459881	170226,7	0,075
20	50	28,6361	9,88	0,00	9,88	1,438765	190319,2	0,084
20	60	31,3693	11,86	0,00	11,86	1,439251	208484,2	0,092
20	70	33,8827	13,82	0,00	13,82	1,437517	225188,7	0,100
20	75	35,0719	14,57	0,00	14,57	1,414494	233092,5	0,103
25	10	12,8065	2,25	0,00	2,25	1,638270	85113,3	0,038
25	20	18,1111	4,45	0,00	4,45	1,620067	120368,4	0,053
25	30	22,1814	6,65	0,00	6,65	1,613999	147420,6	0,065
25	40	25,6129	8,82	0,00	8,82	1,605505	170226,7	0,075
25	50	28,6361	10,87	0,00	10,87	1,582933	190319,2	0,084
25	60	31,3693	13,17	0,00	13,17	1,598223	208484,2	0,092
25	70	33,8827	15,11	0,00	15,11	1,571699	225188,7	0,100
25	75	35,0719	16,1	0,00	16,10	1,563031	233092,5	0,103
30	10	12,8065	2,19	0,00	2,19	1,594583	85113,3	0,038
30	20	18,1111	4,39	0,00	4,39	1,598223	120368,4	0,053
30	30	22,1814	6,28	0,00	6,28	1,524198	147420,6	0,065
30	40	25,6129	8,07	0,00	8,07	1,468982	170226,7	0,075
30	50	28,6361	10,08	0,00	10,08	1,467890	190319,2	0,084
30	60	31,3693	12,02	0,00	12,02	1,458667	208484,2	0,092
30	70	33,8827	13,84	0,00	13,84	1,439597	225188,7	0,100
30	75	35,0719	14,75	0,00	14,75	1,431969	233092,5	0,103
40	10	12,8065	1,76	0,00	1,76	1,281491	85113,3	0,038
40	20	18,1111	3,52	0,00	3,52	1,281491	120368,4	0,053
40	30	22,1814	5,33	0,00	5,33	1,293627	147420,6	0,065
40	40	25,6129	7,08	0,00	7,08	1,288772	170226,7	0,075
40	50	28,6361	8,64	0,00	8,64	1,258191	190319,2	0,084
40	60	31,3693	10,31	0,00	10,31	1,251153	208484,2	0,092
40	70	33,8827	12,08	0,00	12,08	1,256527	225188,7	0,100

50	10	12,8065	1,62	0,00	1,62	1,179554	85113,3	0,038
50	20	18,1111	3,22	0,00	3,22	1,172273	120368,4	0,053
50	30	22,1814	4,88	0,00	4,88	1,184409	147420,6	0,065
50	40	25,6129	6,52	0,00	6,52	1,186836	170226,7	0,075
50	50	28,6361	8,27	0,00	8,27	1,204310	190319,2	0,084
50	60	31,3693	9,85	0,00	9,85	1,195330	208484,2	0,092
50	65	32,6502	10,59	0,00	10,59	1,186275	216997,3	0,096
55	10	12,8065	1,58	0,00	1,58	1,150430	85113,3	0,038
55	20	18,1111	3,14	0,00	3,14	1,143148	120368,4	0,053
55	30	22,1814	4,62	0,00	4,62	1,121305	147420,6	0,065
55	40	25,6129	6,11	0,00	6,11	1,112203	170226,7	0,075
55	50	28,6361	7,64	0,00	7,64	1,112567	190319,2	0,084
55	60	31,3693	9,14	0,00	9,14	1,109169	208484,2	0,092
55	65	32,6502	9,79	0,00	9,79	1,096661	216997,3	0,096

Tabla 25. Resultados de lift del ensayo nº5.

<i>alpha</i>	<i>Pitot</i>	<i>Velocidad</i>	<i>F total</i>	<i>F dummy</i>	<i>F modelo</i>	<i>Drag</i>	<i>Reynolds</i>	<i>Mach</i>
(°)	Δh (mm.c.a)	c (m/s)	F (N)	F (N)	F (N)	Cd	Re	Ma
0	10	12,8065	0,19	0,06	0,13	0,094656	85113,3	0,038
0	20	18,1111	0,39	0,12	0,27	0,098296	120368,4	0,053
0	30	22,1814	0,6	0,20	0,40	0,097083	147420,6	0,065
0	40	25,6129	0,81	0,26	0,55	0,100116	170226,7	0,075
0	50	28,6361	1,01	0,35	0,66	0,096112	190319,2	0,084
0	60	31,3693	1,19	0,40	0,79	0,095869	208484,2	0,092
0	70	33,8827	1,41	0,48	0,93	0,096736	225188,7	0,100
0	80	36,2221	1,62	0,54	1,08	0,098296	240736,9	0,107
6	10	12,8065	0,26	0,06	0,20	0,145624	85113,3	0,038
6	20	18,1111	0,52	0,12	0,40	0,145624	120368,4	0,053
6	30	22,1814	0,77	0,20	0,57	0,138343	147420,6	0,065
6	40	25,6129	1,02	0,26	0,76	0,138343	170226,7	0,075
6	50	28,6361	1,25	0,35	0,90	0,131062	190319,2	0,084
6	60	31,3693	1,48	0,40	1,08	0,131062	208484,2	0,092
6	70	33,8827	1,71	0,48	1,23	0,127941	225188,7	0,100
6	80	36,2221	1,91	0,54	1,37	0,124691	240736,9	0,107
12	10	12,8065	0,4	0,06	0,34	0,247561	85113,3	0,038
12	20	18,1111	0,83	0,12	0,71	0,258483	120368,4	0,053

12	30	22,1814	1,26	0,20	1,06	0,257269	147420,6	0,065
12	40	25,6129	1,64	0,26	1,38	0,251201	170226,7	0,075
12	50	28,6361	2,07	0,35	1,72	0,250473	190319,2	0,084
12	60	31,3693	2,47	0,40	2,07	0,251201	208484,2	0,092
12	70	33,8827	2,88	0,48	2,40	0,249641	225188,7	0,100
12	75	35,0719	3,07	0,54	2,53	0,245619	233092,5	0,103
15	10	12,8065	0,51	0,06	0,45	0,327654	85113,3	0,038
15	20	18,1111	1,03	0,12	0,91	0,331295	120368,4	0,053
15	30	22,1814	1,55	0,20	1,35	0,327654	147420,6	0,065
15	40	25,6129	2,02	0,26	1,76	0,320373	170226,7	0,075
15	50	28,6361	2,57	0,35	2,22	0,323285	190319,2	0,084
15	60	31,3693	3,12	0,40	2,72	0,330081	208484,2	0,092
15	70	33,8827	3,57	0,48	3,09	0,321413	225188,7	0,100
15	75	35,0719	3,86	0,54	3,32	0,322314	233092,5	0,103
25	10	12,8065	0,82	0,06	0,76	0,553371	85113,3	0,038
25	20	18,1111	1,65	0,12	1,53	0,557012	120368,4	0,053
25	30	22,1814	2,5	0,20	2,30	0,558225	147420,6	0,065
25	40	25,6129	3,27	0,26	3,01	0,547910	170226,7	0,075
25	50	28,6361	4,1	0,35	3,75	0,546090	190319,2	0,084
25	60	31,3693	4,7	0,40	4,30	0,521819	208484,2	0,092
25	70	33,8827	5,47	0,48	4,99	0,519046	225188,7	0,100
25	75	35,0719	5,75	0,54	5,21	0,505801	233092,5	0,103
35	10	12,8065	1,32	0,06	1,26	0,917431	85113,3	0,038
35	20	18,1111	2,61	0,12	2,49	0,906509	120368,4	0,053
35	30	22,1814	3,92	0,20	3,72	0,902869	147420,6	0,065
35	40	25,6129	5,19	0,26	4,93	0,897408	170226,7	0,075
35	50	28,6361	6,36	0,35	6,01	0,875200	190319,2	0,084
35	60	31,3693	7,64	0,40	7,24	0,878598	208484,2	0,092
35	70	33,8827	8,79	0,48	8,31	0,864382	225188,7	0,100
35	75	35,0719	9,36	0,54	8,82	0,856269	233092,5	0,103
45	10	12,8065	1,67	0,06	1,61	1,172273	85113,3	0,038
45	20	18,1111	3,38	0,12	3,26	1,186836	120368,4	0,053
45	30	22,1814	5,08	0,20	4,88	1,184409	147420,6	0,065
45	40	25,6129	6,72	0,26	6,46	1,175914	170226,7	0,075
45	50	28,6361	8,22	0,35	7,87	1,146061	190319,2	0,084
45	60	31,3693	9,91	0,40	9,51	1,154070	208484,2	0,092
45	70	33,8827	11,52	0,48	11,04	1,148349	225188,7	0,100



55	10	12,8065	2,1	0,06	2,04	1,485365	85113,3	0,038
55	20	18,1111	4,23	0,12	4,11	1,496287	120368,4	0,053
55	30	22,1814	6,38	0,20	6,18	1,499927	147420,6	0,065
55	40	25,6129	8,5	0,26	8,24	1,499927	170226,7	0,075
55	50	28,6361	10,58	0,35	10,23	1,489734	190319,2	0,084
55	60	31,3693	12,73	0,40	12,33	1,496287	208484,2	0,092
55	65	32,6502	13,87	0,44	13,43	1,504408	216997,3	0,096

Tabla 26. Resultados de drag del ensayo nº5.

- Esfera

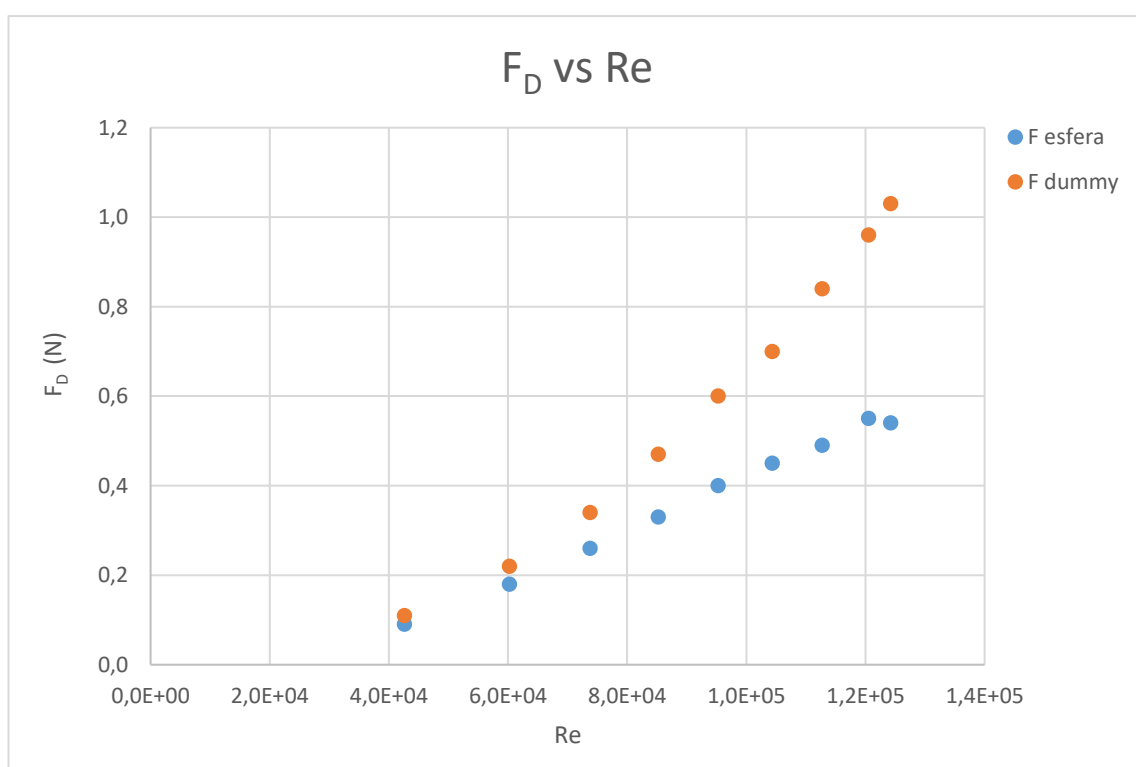


Figura 1. F_D vs Re . Ensayo esfera.

- Ensayo nº1 (10/04/2018)

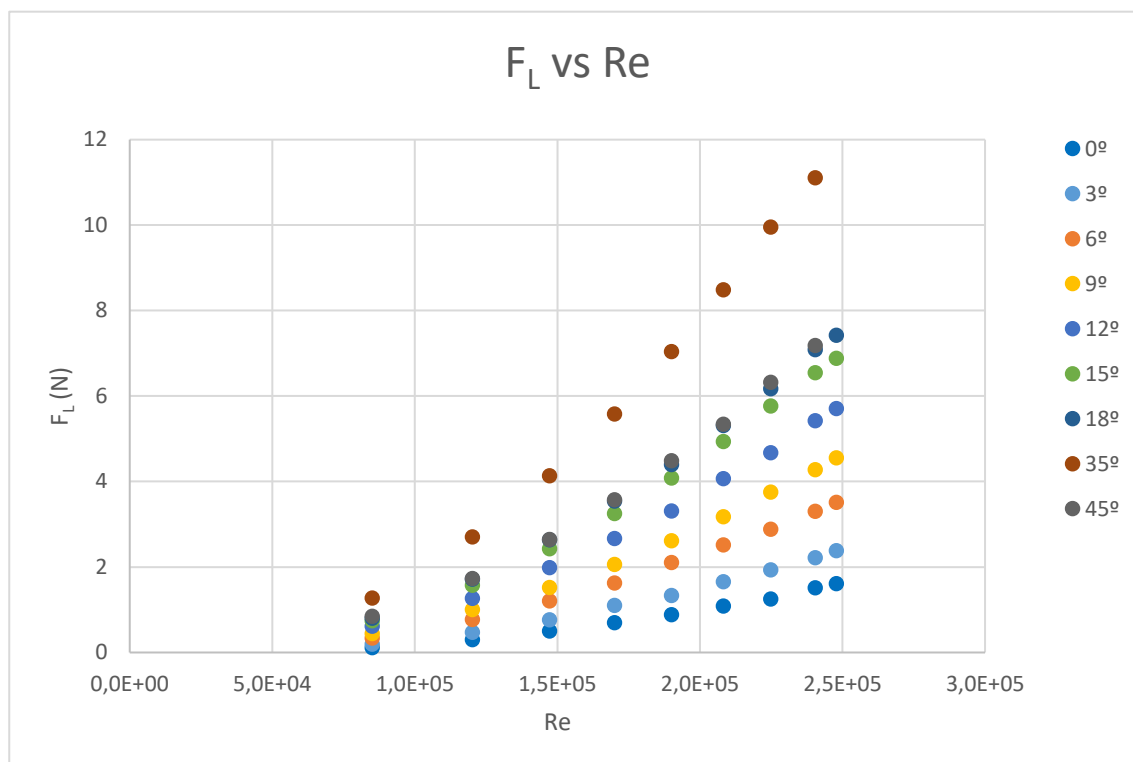


Figura 2. F_L vs Re para diferentes ángulos. Ensayo nº1.

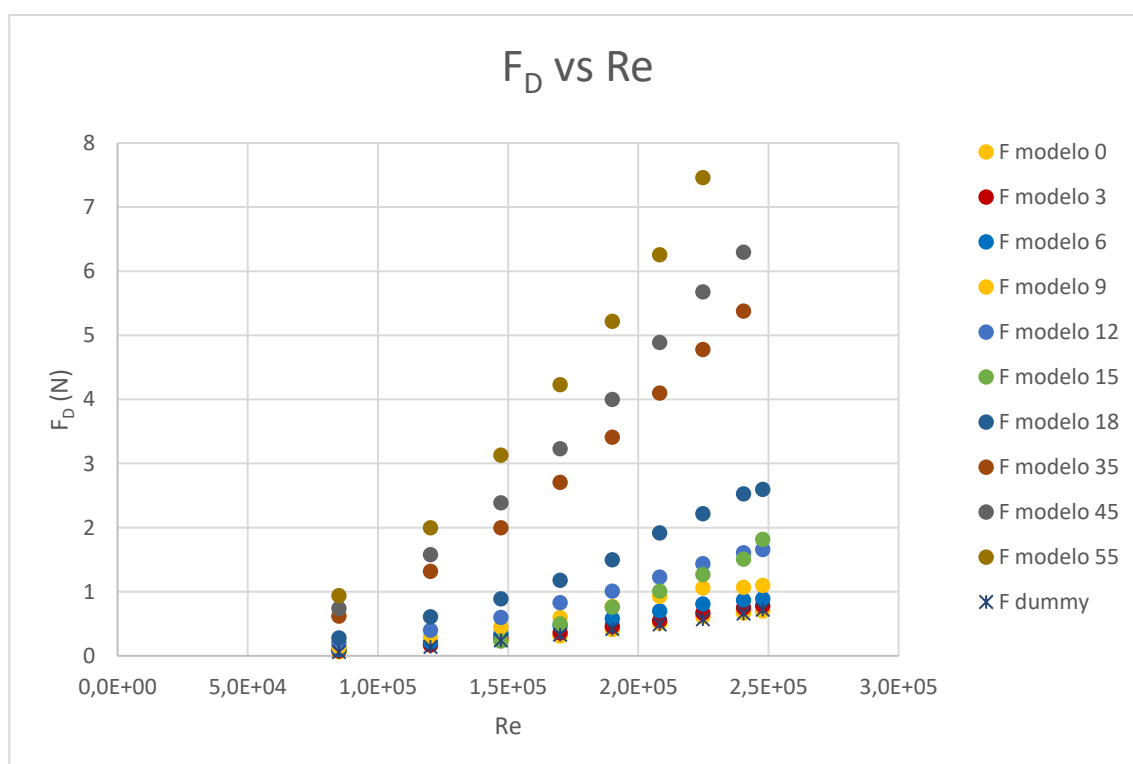


Figura 3. F_D vs Re para diferentes ángulos. Ensayo nº1.

- Ensayo nº2 (17/04/2018)

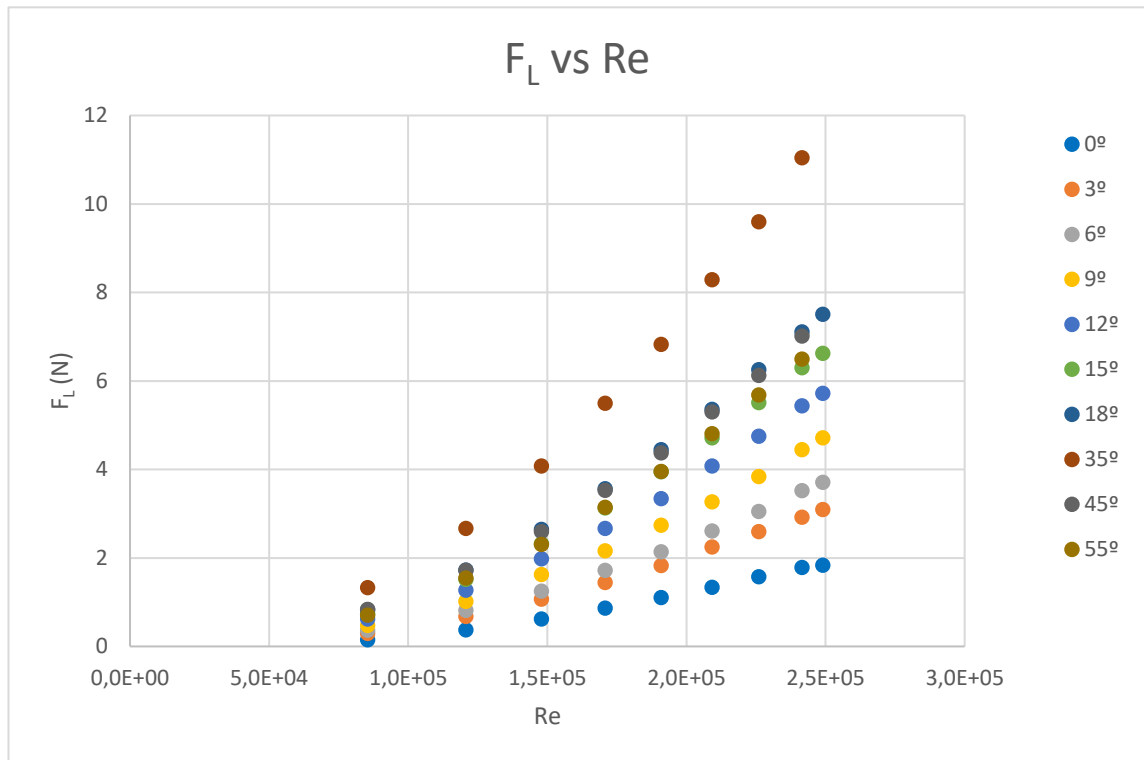


Figura 4. F_L vs Re para diferentes ángulos. Ensayo nº2.

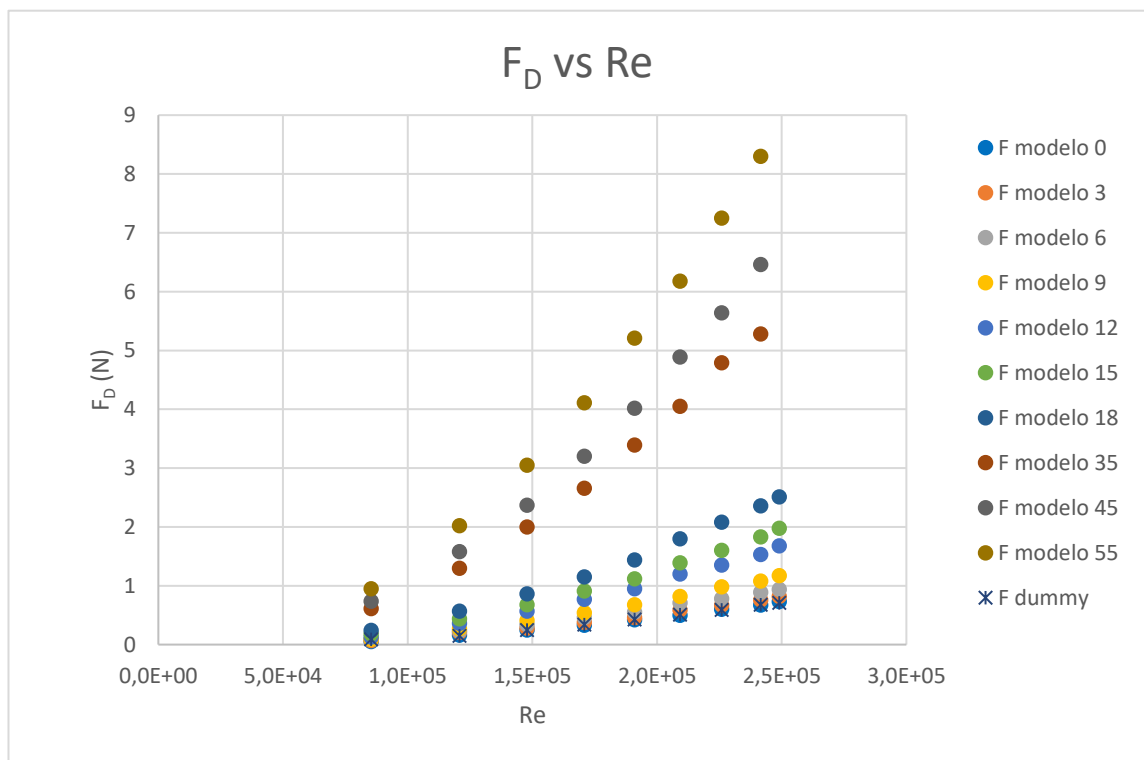


Figura 5. F_D vs Re para diferentes ángulos. Ensayo nº2.

• Ensayo nº3 (24/04/2018)

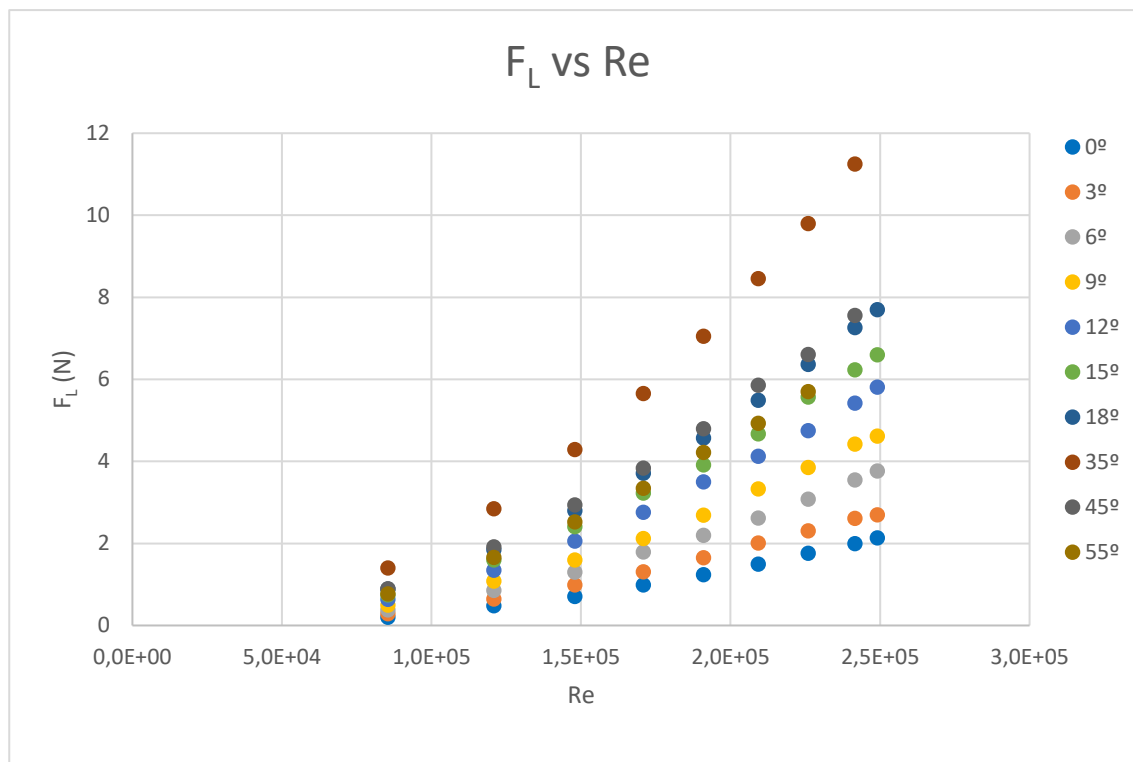


Figura 6. F_L vs Re para diferentes ángulos. Ensayo nº3.

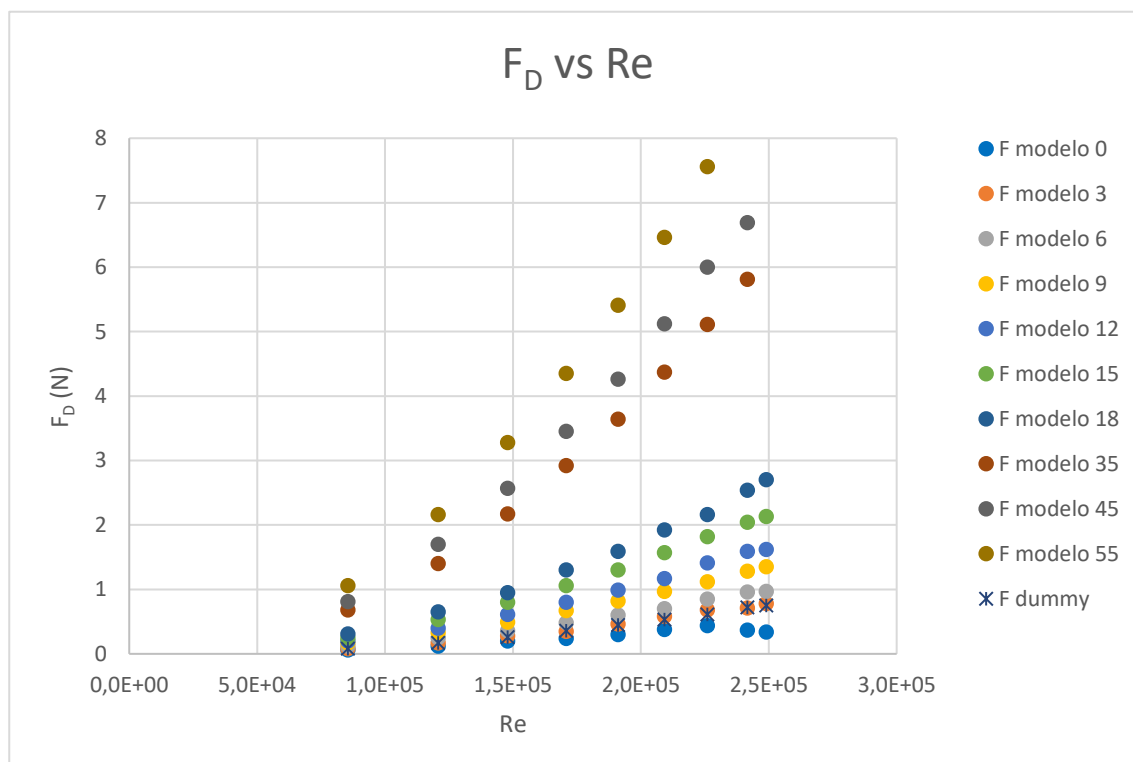


Figura 7. F_D vs Re para diferentes ángulos. Ensayo nº3.

- Ensayo nº4 (22/05/2018)

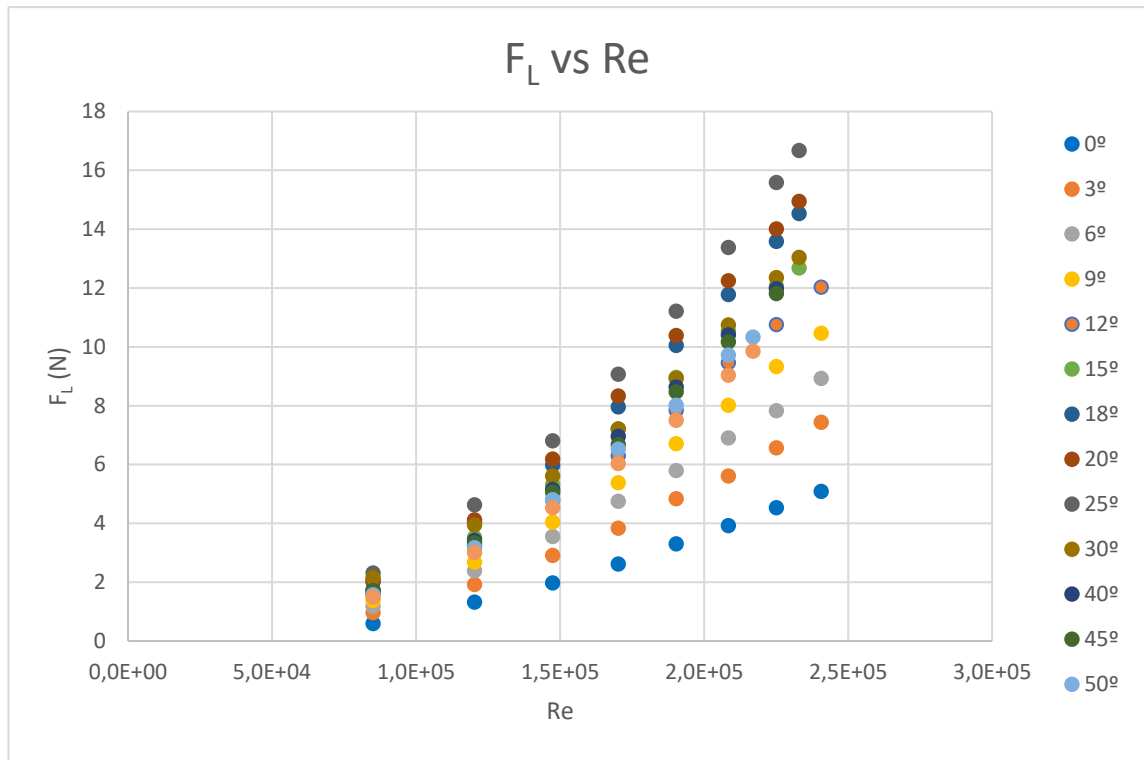


Figura 8. F_L vs Re para diferentes ángulos. Ensayo nº4.

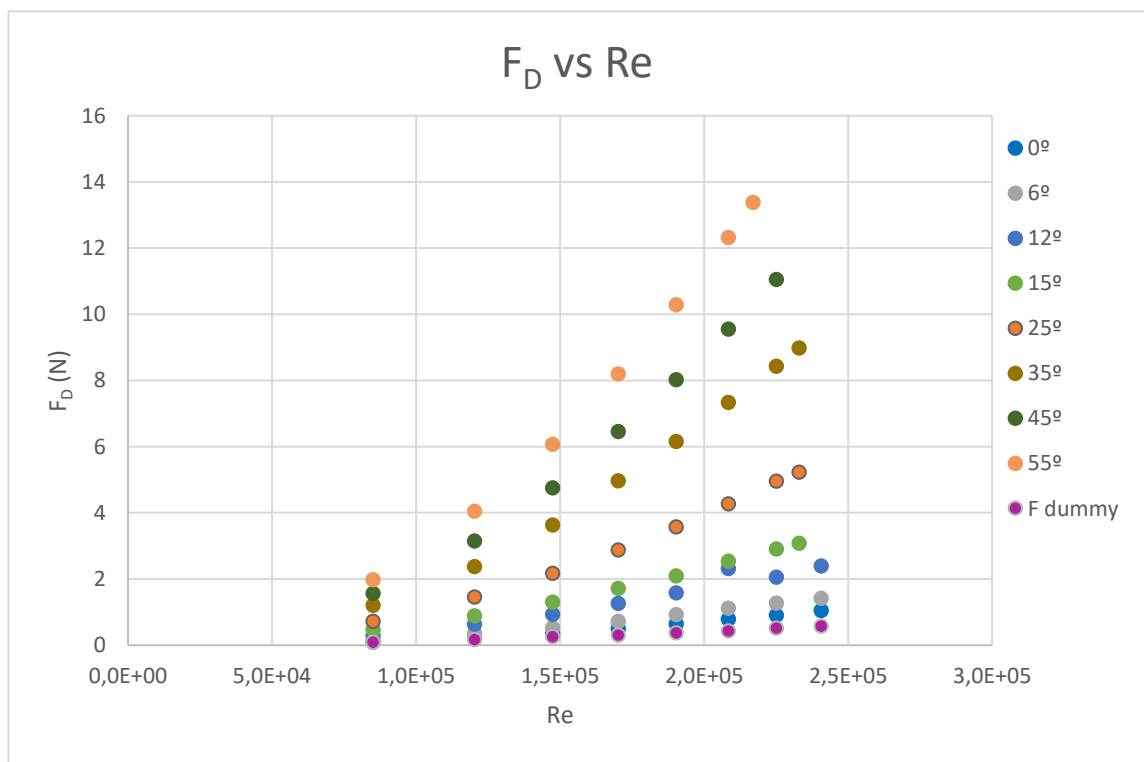


Figura 9. F_D vs Re para diferentes ángulos. Ensayo nº4.

- Ensayo nº5 (22/05/2018)

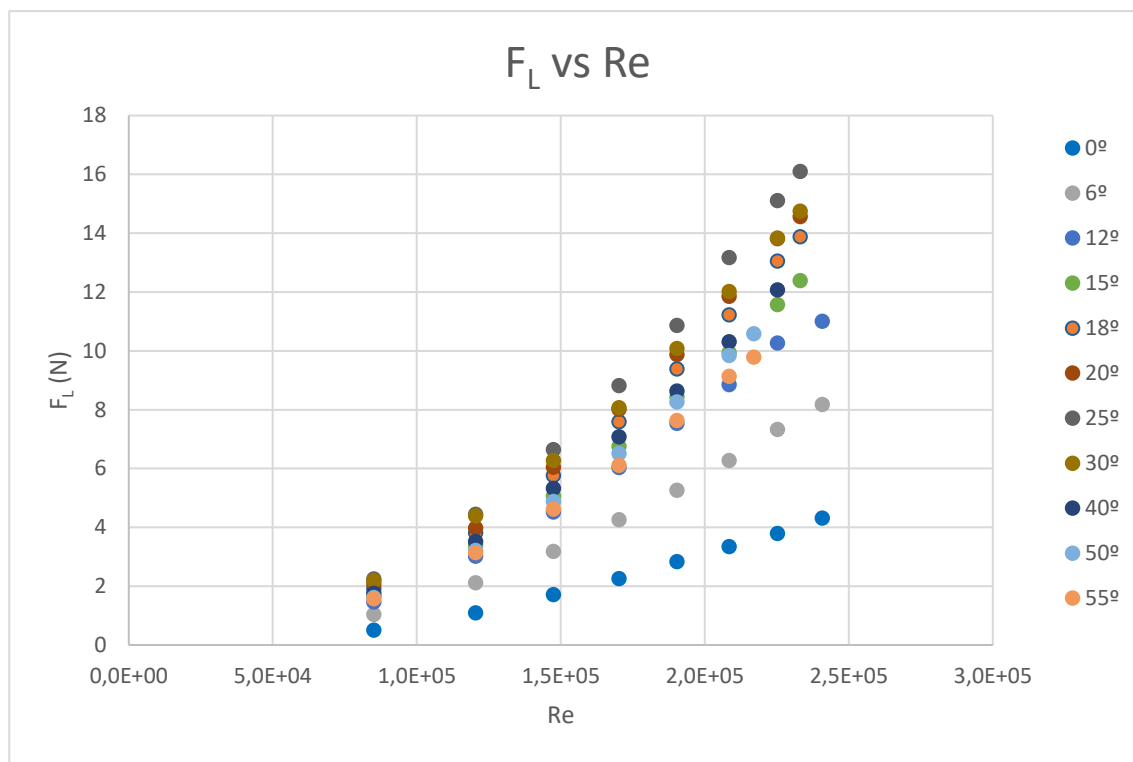


Figura 10. F_L vs Re para diferentes ángulos. Ensayo nº5.

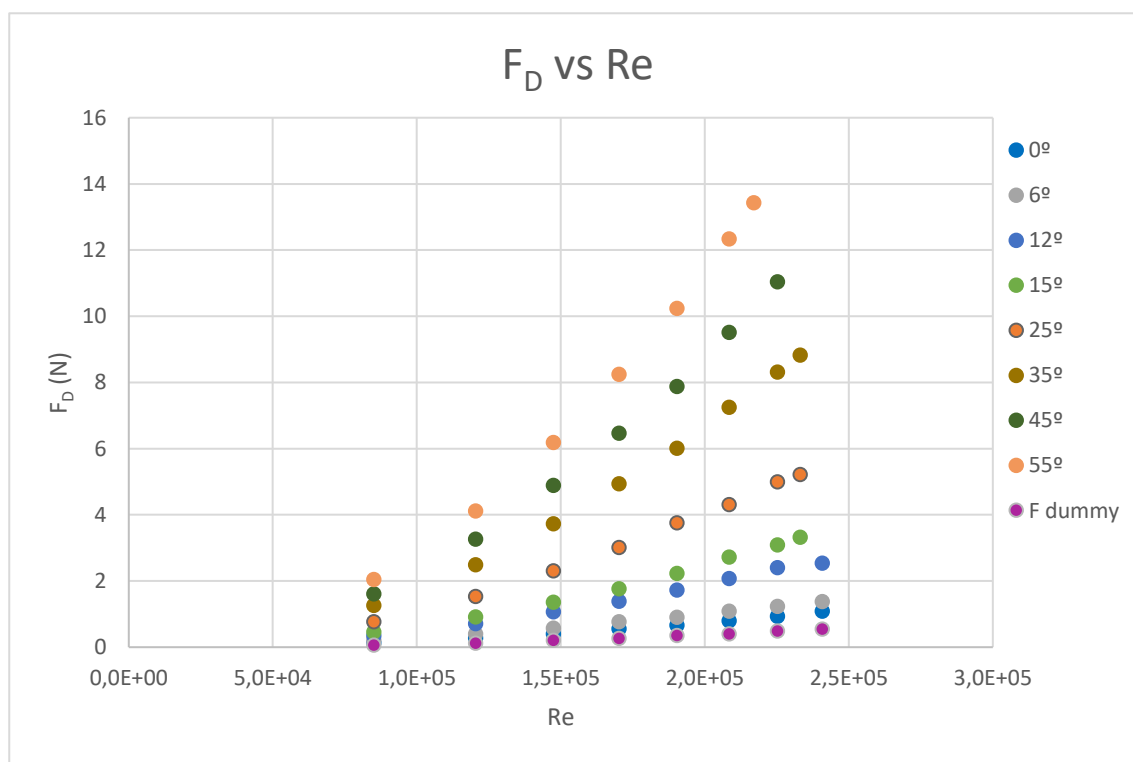


Figura 11. F_D vs Re para diferentes ángulos. Ensayo nº5.

Anexo D. Resultados gráficos de CFD

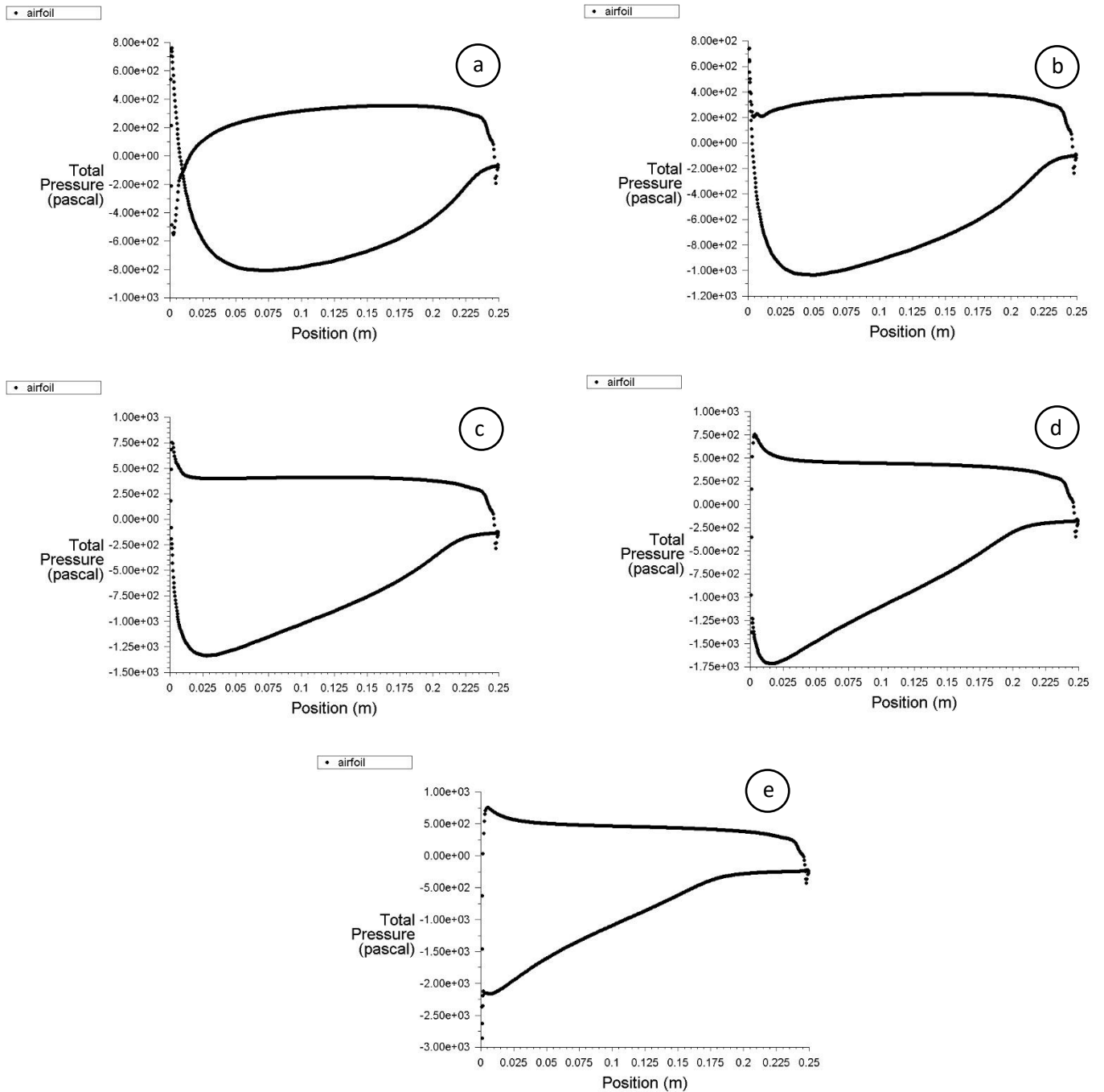


Figura 12a-e. Perfil de presiones en el alerón a 35 m/s para α igual a 0 (a), 3 (b), 6 (c), 9 (d) y 12° (e).

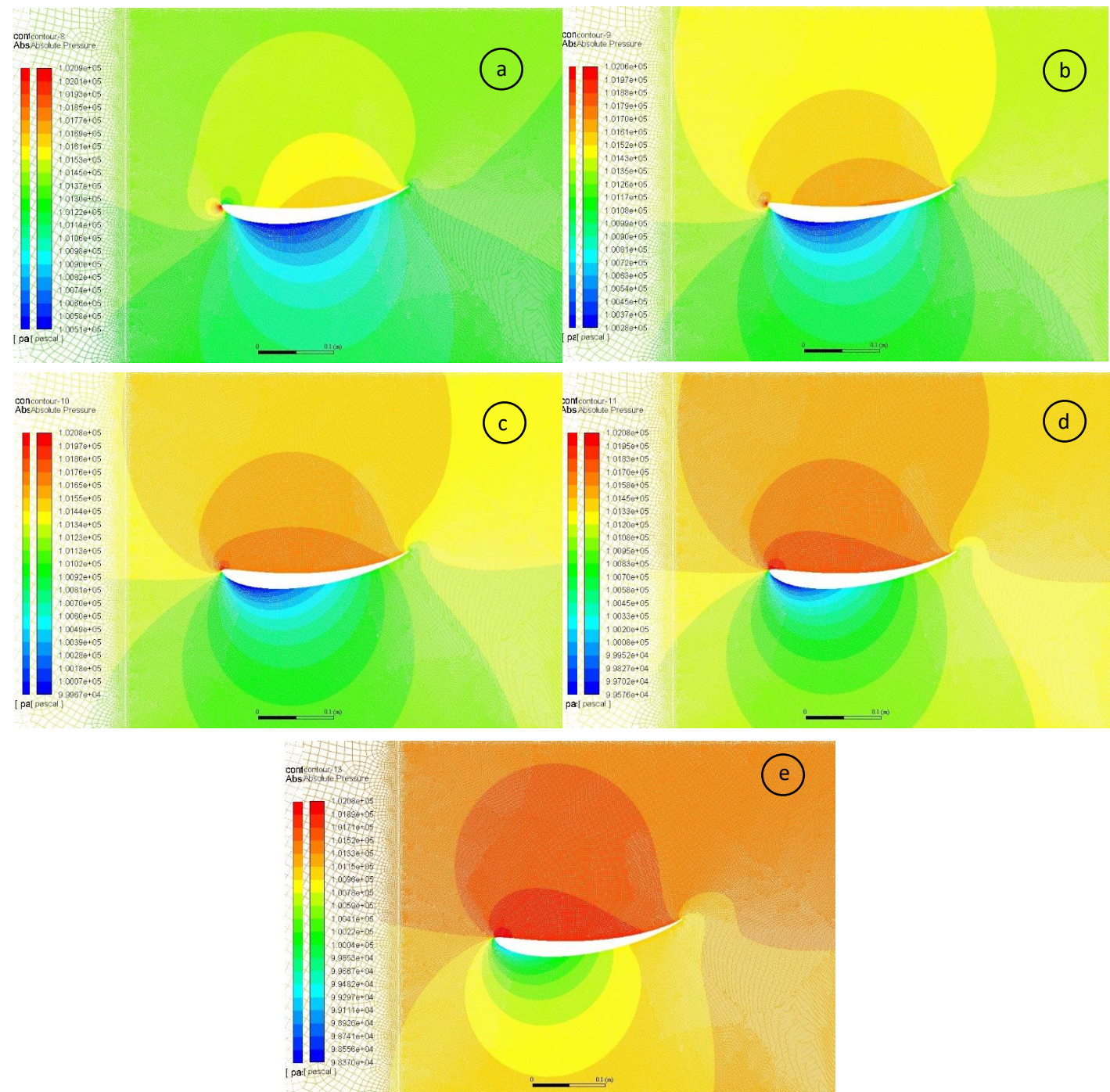


Figura 13a-e. Mapa de presiones a 35 m/s para α igual a 0° (a), 3° (b), 6° (c), 9° (d) y 12° (e).

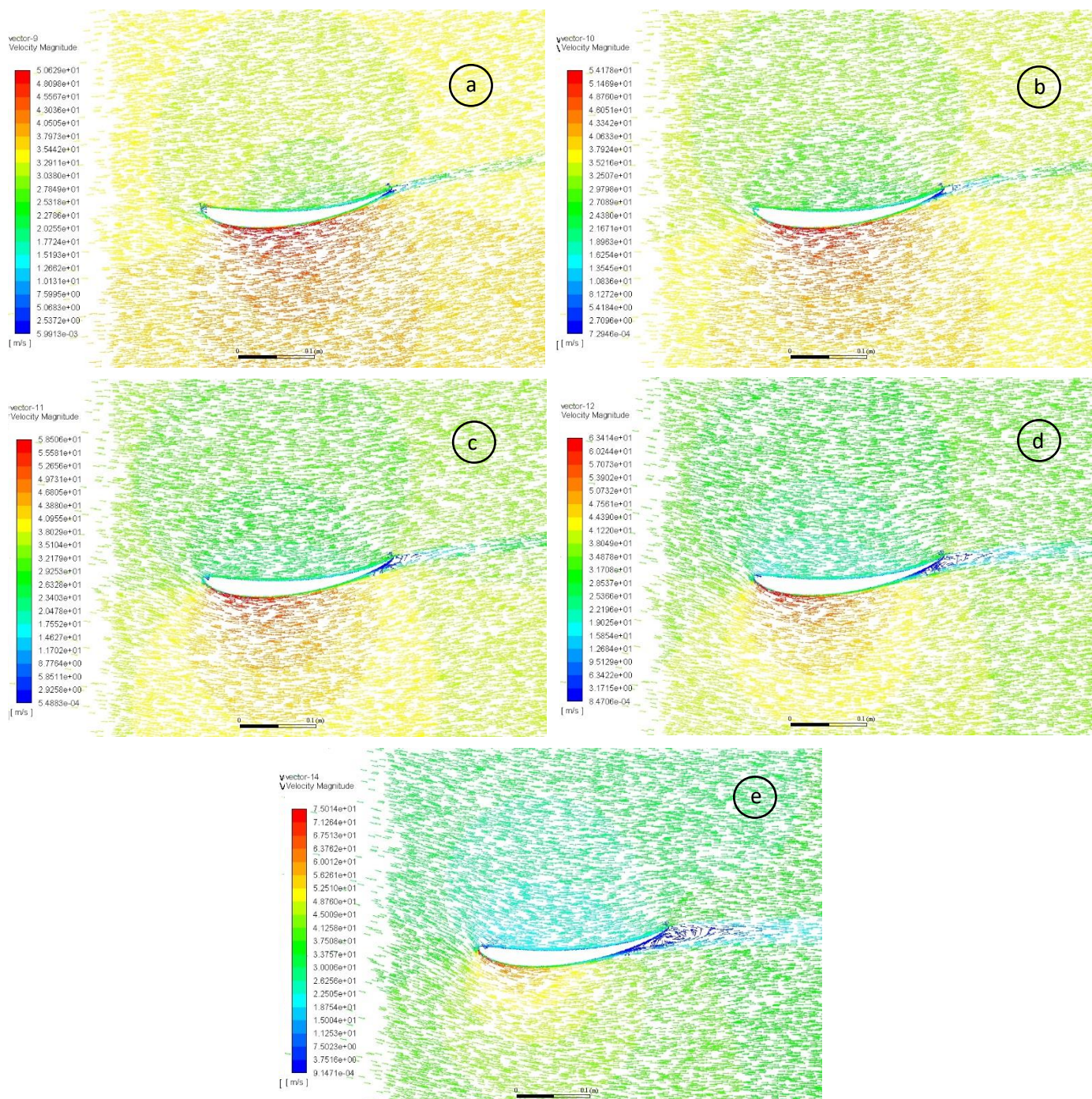


Figura 14a-e. Perfil de velocidades a 35 m/s para α igual a 0 (a), 3 (b), 6 (c), 9 (d) y 12° (e).

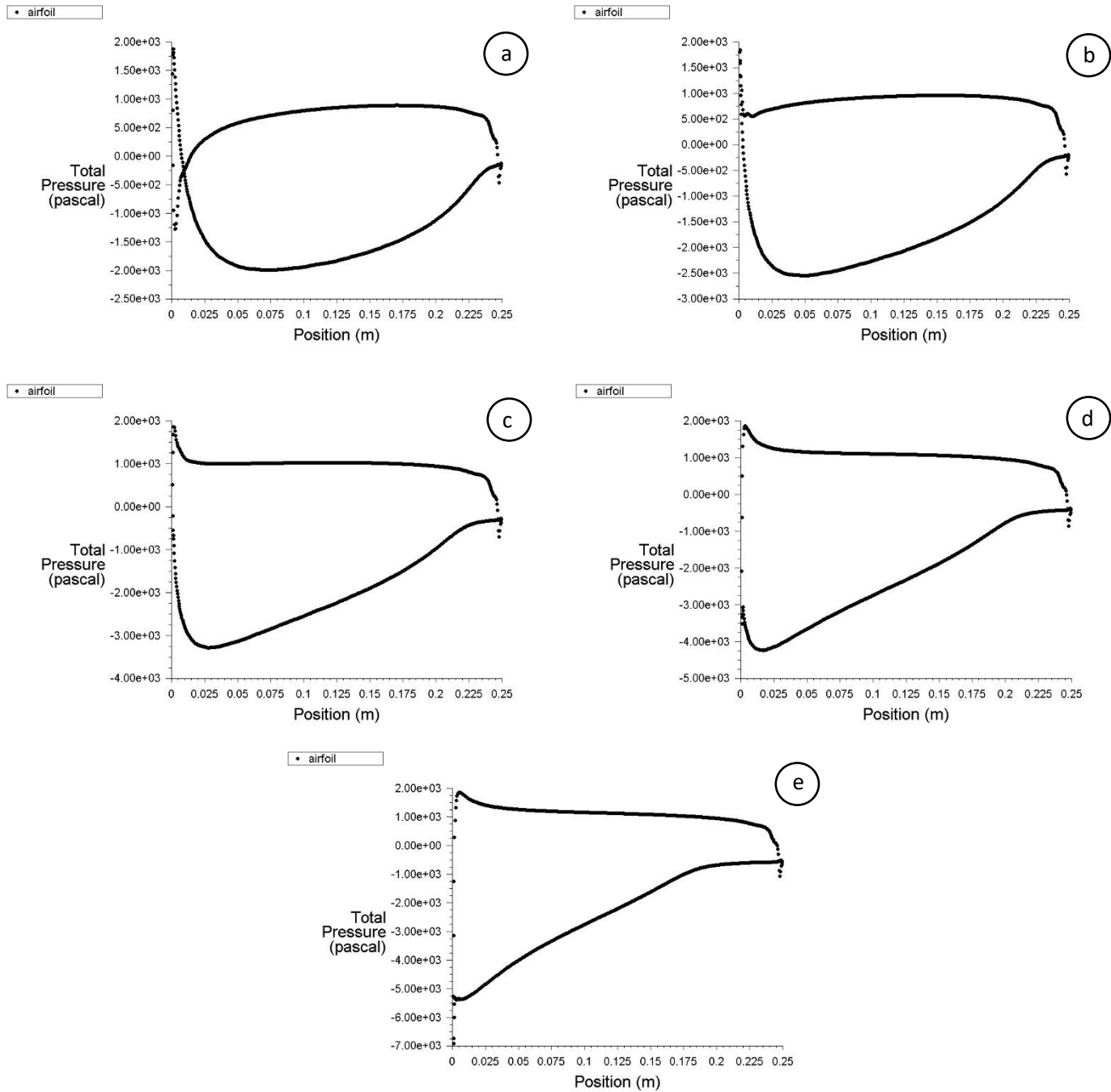


Figura 15a-e. Perfil de presiones en el alerón a 55 m/s para α igual a 0° (a), 3° (b), 6° (c), 9° (d) y 12° (e).

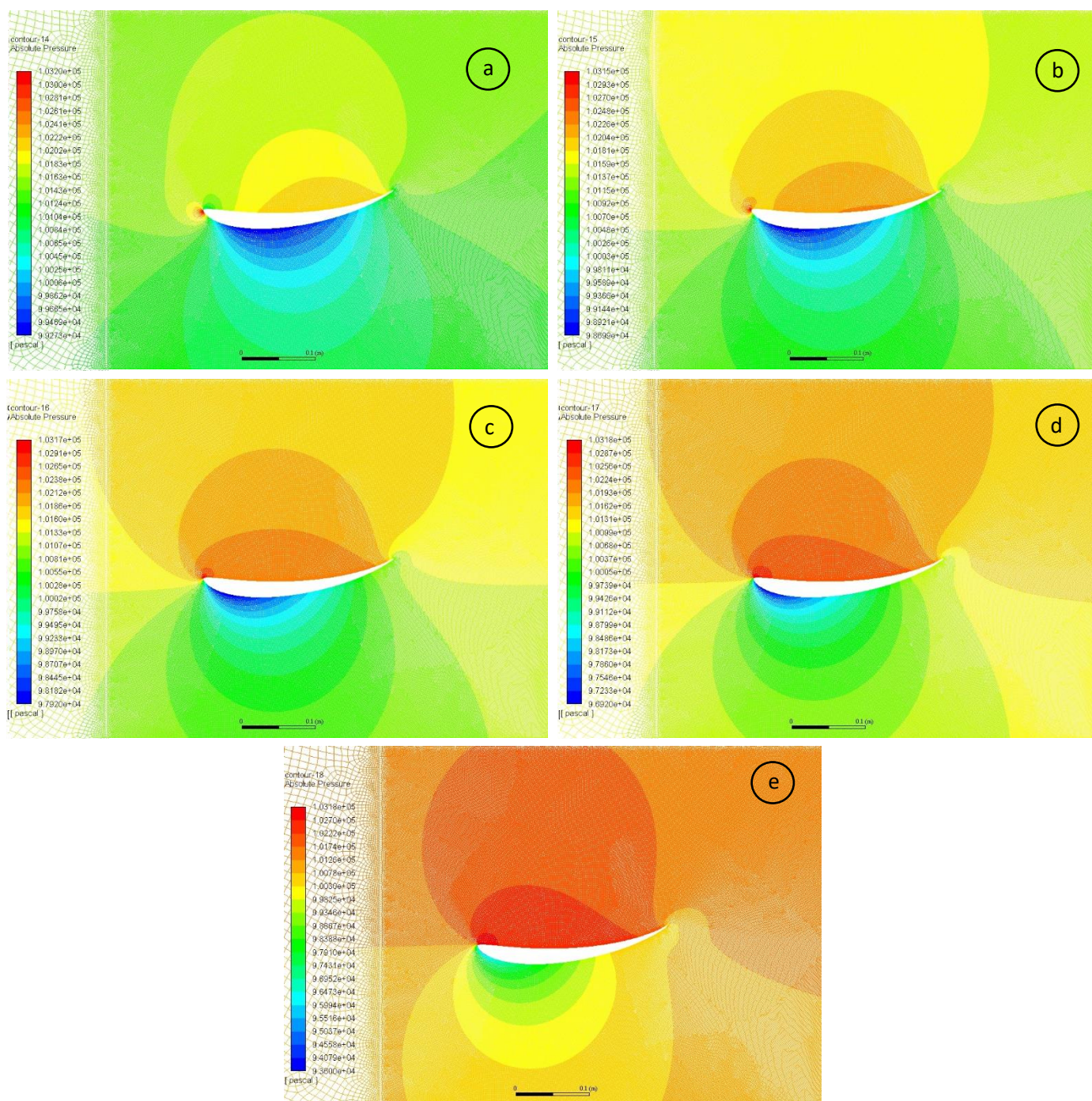


Figura 16a-e. Mapa de presiones a 55 m/s para α igual a 0 (a), 3 (b), 6 (c), 9 (d) y 12° (e).

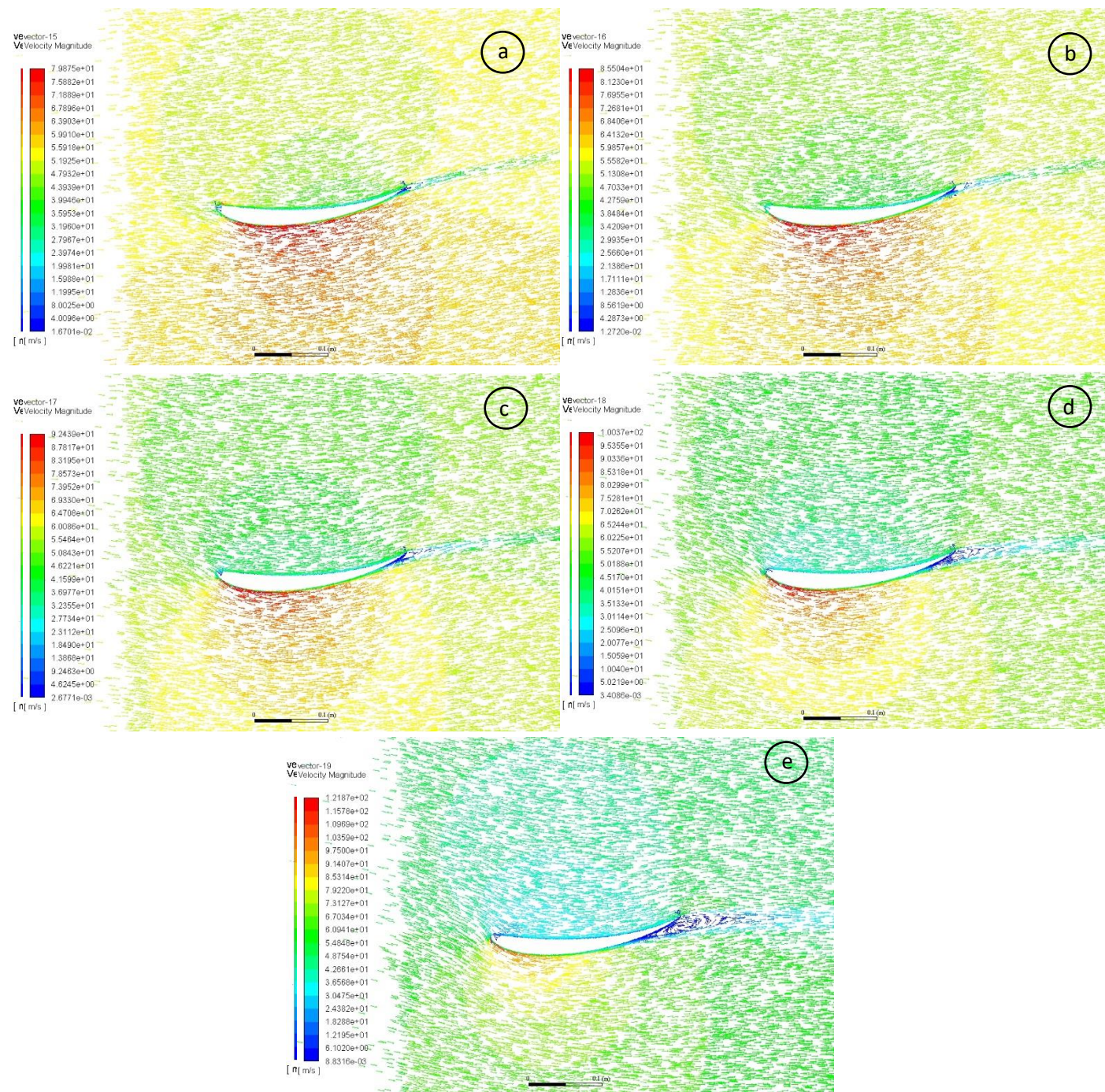


Figura 17a-e. Perfil de velocidades a 55 m/s para α igual a 0 (a), 3 (b), 6 (c), 9 (d) y 12° (e).

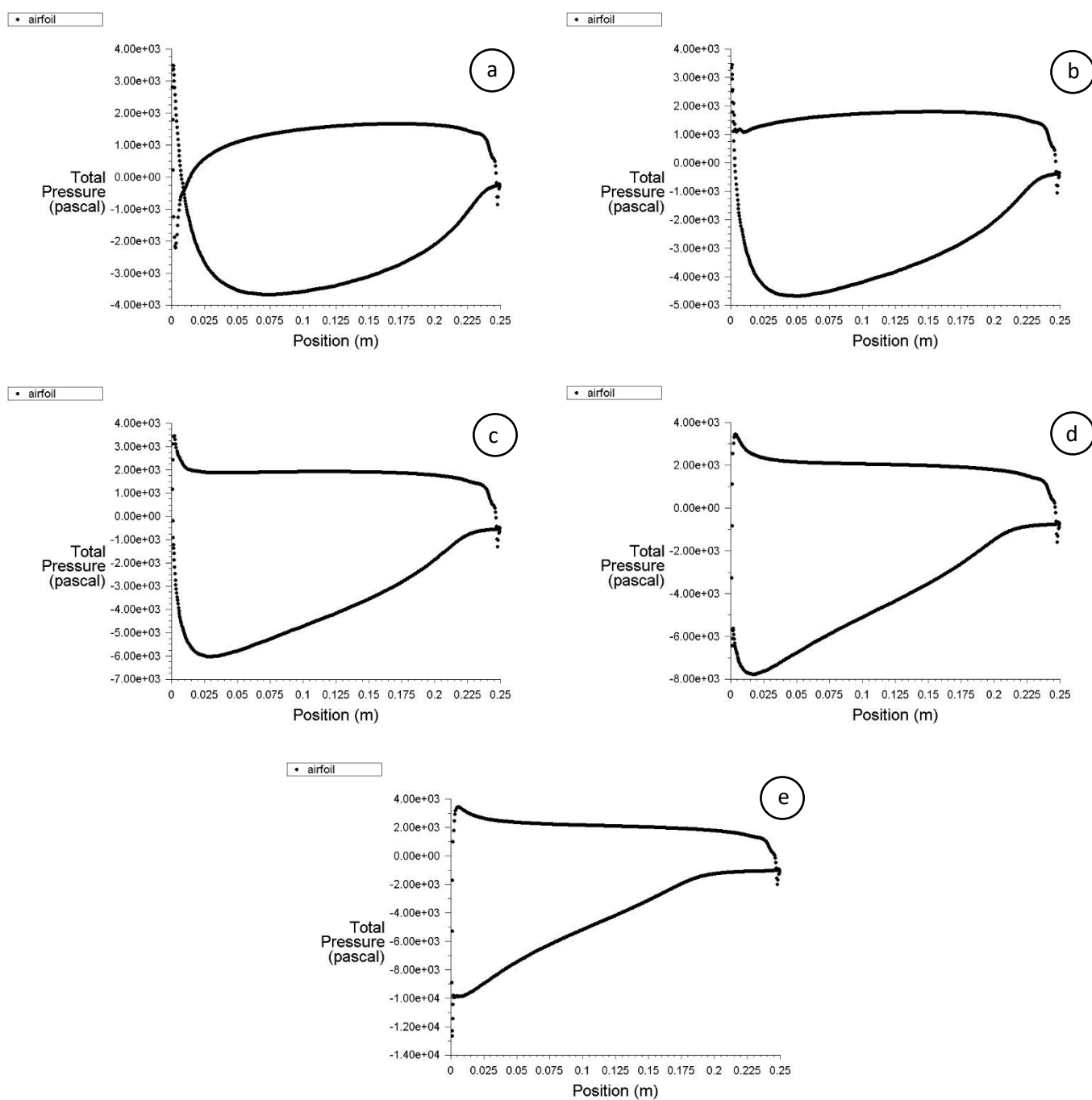


Figura 18a-e. Perfil de presiones en el alerón a 75 m/s para α igual a 0 (a), 3 (b), 6 (c), 9 (d) y 12° (e).

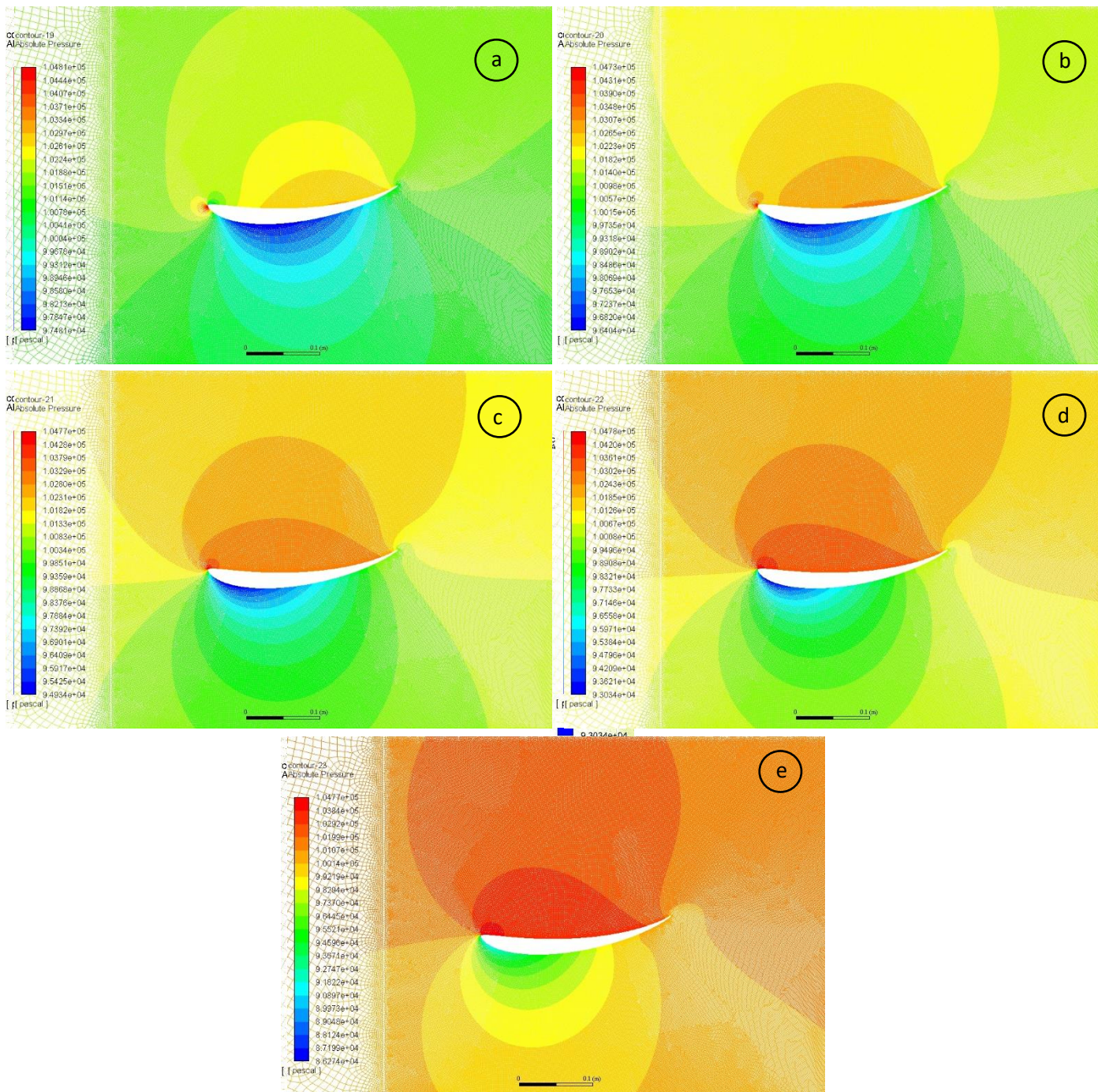


Figura 19a-e. Mapa de presiones a 75 m/s para α igual a 0 (a), 3 (b), 6 (c), 9 (d) y 12° (e).

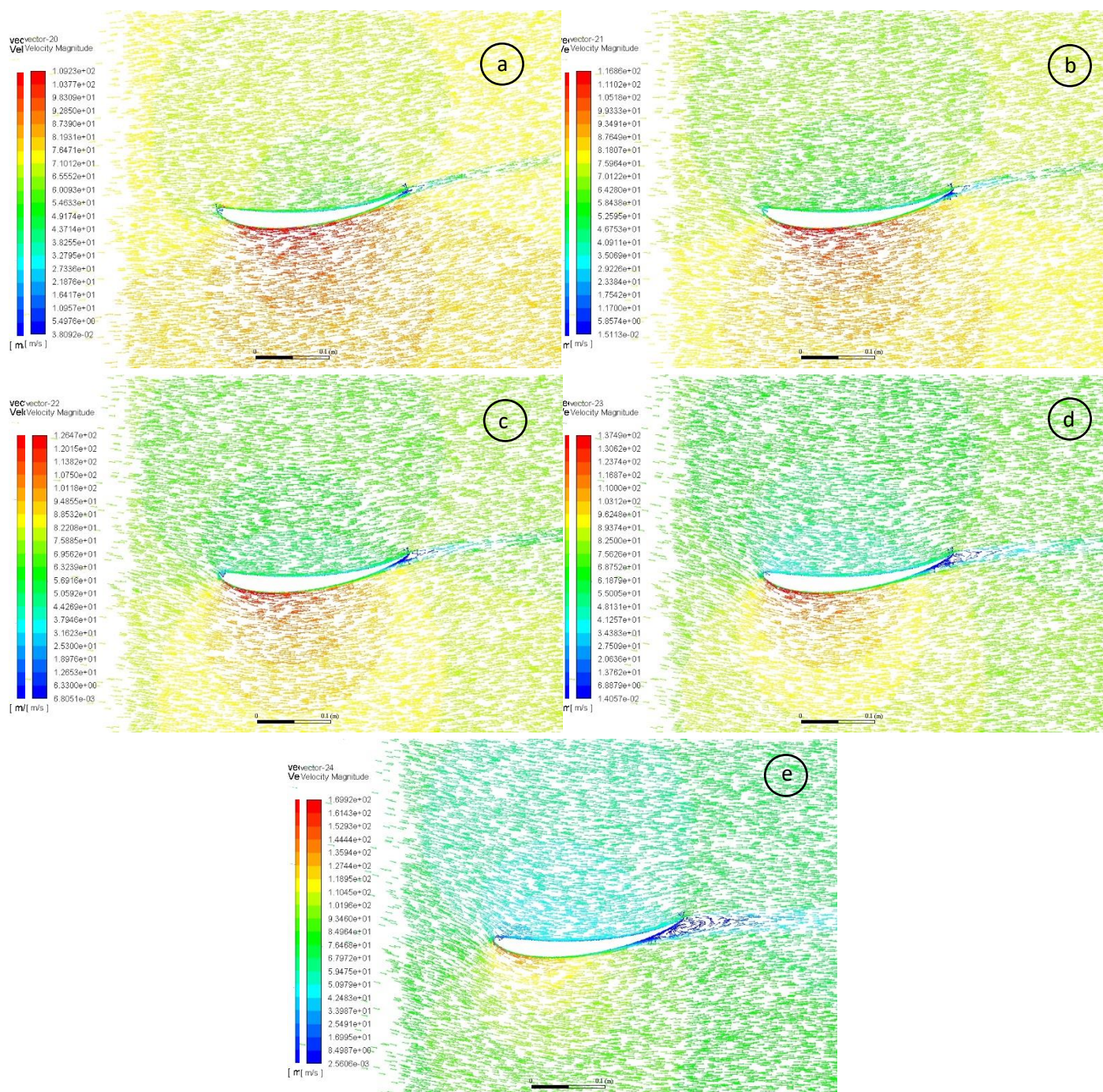
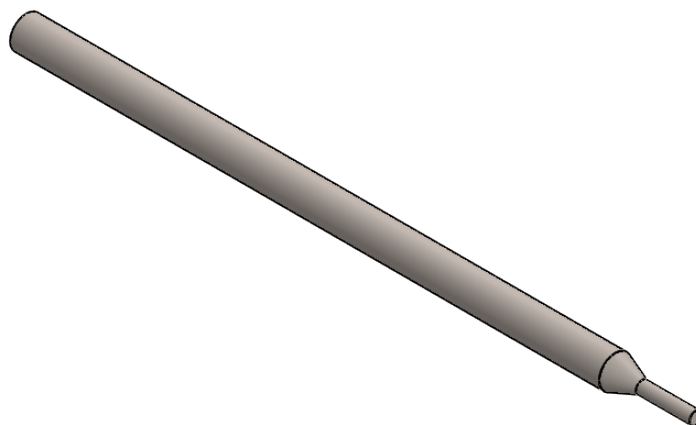
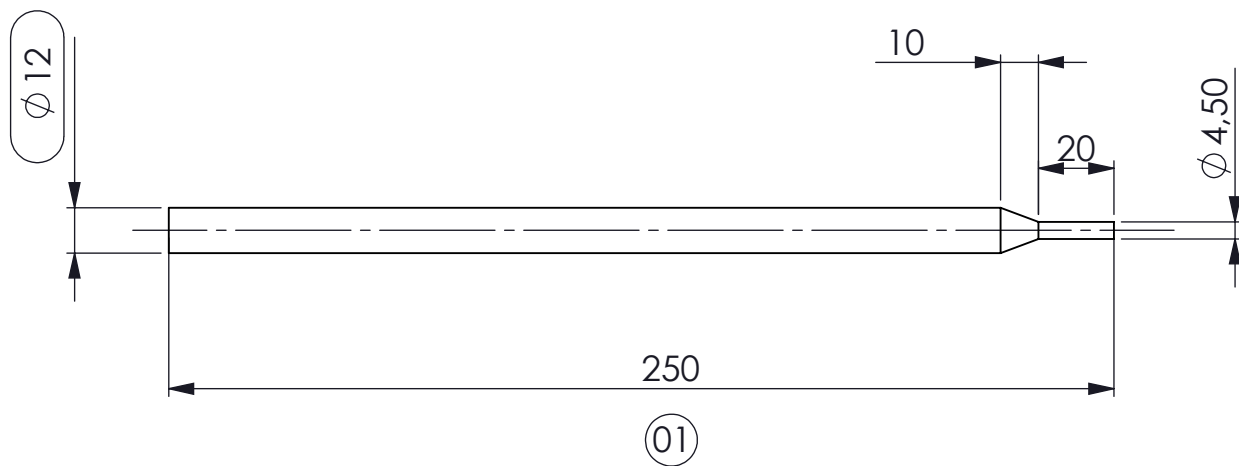


Figura 20a-e. Perfil de velocidades a 75 m/s para α igual a 0 (a), 3 (b), 6 (c), 9 (d) y 12° (e).

Anexo E. Planos de barras de soporte





Tolerancias generales de acuerdo a la norma ISO 22768-mk.

D2	01	Longitud total aumentada de 225 a 250 mm para asegurar el buen funcionamiento del sistema			15/03/2018	I. Rivet
ZONA	REV.	DESCRIPCIÓN			FECHA	REALIZADO
 UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE CATALUNYA BARCELONATECH Escola d'Enginyeria de Barcelona Est		Pieza Barra soporte dummy				
Trabajo Final de Grado		Realizado	E. López	10/03/2018	Material Acero	Formato A4
Estudio de un sistema aerodinámico activo en automóviles		Aprobado	I. Rivet	10/03/2018		Plano 1/2
		Escala 1:5	Unidades mm		Peso 198.44 g	

